

**НАЦІОНАЛЬНИЙ ТЕХНІЧНИЙ УНІВЕРСИТЕТ УКРАЇНИ
«КИЇВСЬКИЙ ПОЛІТЕХНІЧНИЙ ІНСТИТУТ
імені ІГОРЯ СІКОРСЬКОГО»**

Приладобудівний факультет

Кафедра приладів і систем орієнтації і навігації

«На правах рукопису»
УДК 004.925.8:519.876.5:699.83

«До захисту допущено»

Завідувач кафедри

_____ Н. І., Бурау

«___» _____ 20__ р.

Магістерська дисертація

на здобуття ступеня магістра

**зі спеціальності 151 «Автоматизація та комп'ютерно-інтегровані технології»
(«Комп'ютерно-інтегровані технології та системи навігації і керування»)**

**на тему: «Імітаційне моделювання елемента обшивки літака в умовах
динамічних збурень»**

Виконав:

студент VI курсу, групи ПГ- 71мп

Охота Богдан Олександрович _____

Керівник:

к.т.н., доцент,

Цибульник С.О. _____

Консультант з Розроблення стартап-проекту:

к.е.н., доцент,

Бояринова К.О. _____

Рецензент: _____

Засвідчую, що у цій магістерській
дисертації немає запозичень з праць
інших авторів без відповідних
посилань.

Студент _____

Київ – 2018 року

РЕФЕРАТ

У зв'язку з великою кількістю аварій, які виникли у результаті пошкодження обшивки літаків в польоті виникла потреба у перевірці стану заклепкового з'єднання та всієї обшивки в цілому до вильоту та після його закінчення. За той період часу, який літак проводить у повітрі на нього діє сукупність зовнішніх навантажень, які негативно впливають на стан обшивки. Зміну основних характеристик обшивки дуже складно відстежити під час польоту. Тому використання новітніх технологій при розробці нових та діагностиці літаків, які знаходяться в експлуатації, є актуальною задачею сьогодення.

Імітаційне моделювання аварійних ситуацій – це новітній спосіб реалізації дослідницької діяльності, що спрямована на виявлення не тільки реальних, а і ймовірних проблем. Імітаційне моделювання дає змогу не тільки встановити проблему, а й виявити порушення у роботі об'єкта ще до їх появи.

Метою дисертаційної роботи є визначення впливу зовнішніх (динамічних та статичних) навантажень на елементи обшивки літаків, з'єднані між собою за допомогою процесу клепання та при наявності у клепаних швах дефектів чи тріщин.

Для досягнення мети необхідно вирішити наступні завдання:

- провести огляд стану проблеми;
- провести огляд засобів геометричного та імітаційного моделювання;
- провести геометричне моделювання елементів обшивки літака, з'єднаних між собою за допомогою клепання;
- провести імітаційне моделювання при наявності дефектів чи пошкоджень елементів конструкції літака при дії динамічних та статичних навантажень;
- установити вплив дефектів чи пошкоджень на результати імітаційного моделювання.

Об’єкт досліджень – процес руйнування клепаних з’єднань.

Предмет дослідження – реакція з’єднаних між собою елементів обшивки літака на зовнішні динамічні та статичні навантаження при наявності у клепаних швах дефектів чи пошкоджень.

Методи дослідження – геометричне моделювання для створення комп’ютерної моделі та імітаційне моделювання для її дослідження.

Наукова новизна дисертації полягає у наступному:

- побудовано та досліджено діагностичні моделі чотирьох пластин обшивки літака приєднаних до силової конструкції за допомогою заклепок різного конструктивного виконання;
- визначено вплив пошкодження клепаних з’єднань елементів обшивки літака на її напружено-деформований стан при критичних умовах експлуатації.

Практичне значення полягає у створенні геометричних та імітаційних моделей елементів обшивки літака.

Апробація результатів досліджень відбулася на наступних конференціях:

- Новые направления развития приборостроения: Материалы 10-й Международной научно-технической конференции молодых ученых и студентов, Минск, БНТУ, 2016.

Публікації. За матеріалами дисертації було опубліковано статтю у фаховому виданні України:

- Имитационное моделирование элемента обшивки самолета при многоочаговом повреждении / С.А. Цыбульник, Б.А. Охота // Вісник НТУУ “КПІ”. Серія приладобудування. – 2018. – №55. – С. 93-100.

Структура дисертації. Дисертаційна робота складається з чотирьох розділів, висновків, переліку посилань. Загальний обсяг дисертації становить

145 сторінок, 96 рисунків, 22 таблиці, 1 додаток, 44 положень переліку посилань.

CAE, CAD, ANSYS, ІМІТАЦІЙНЕ МОДЕЛЮВАННЯ, ГЕОМЕТРИЧНЕ
МОДЕЛЮВАННЯ, ОБШИВКА ЛІТАКА, ВІТРОВЕ НАВАНТАЖЕННЯ

ABSTRACT

Due to the large number of accidents that arose as a result of damage to the airplane sheath in flight, there was a need to check the state of the riveting connection and the entire panel as a whole before departure and after its completion. For the period of time that the airplane conducts in the air, there is an aggregate of external loads acting on it, which negatively affects the condition of the sheathing. Changing the main characteristics of the sheathing is very difficult to trace during the flight. Therefore, the use of the latest technologies in the development of new and diagnostics of aircraft that are in operation is an urgent task of the present.

Simulation of emergency situations is the latest method of realization of research activity, aimed at revealing not only real but also probable problems. Simulation simulations allow not only to fix the problem, but also to detect disturbances in the work of the object before they occur.

The purpose of the dissertation work is to determine the influence of external (dynamic and static) loads on the elements of the sheathing of planes, connected with each other by means of the process of riveting and in the presence of defects or cracks in riveted seams.

To achieve the goal you need to solve the following tasks:

- review the state of the problem;
- to review the tools of geometric and simulation modeling;
- To carry out geometrical modeling of elements of airplane plating, connected with each other by means of riveting;
- To conduct simulation in the presence of defects or damage to the elements of the design of the aircraft under the influence of dynamic and static loads;
- Determine the effect of defects or damage on simulation results.

The object of research - the process of destruction of riveting compounds.

The subject of the study is the reaction of the interconnected elements of the airplane sheath to external dynamic and static loads in the presence of defects or damage in riveting seams.

Methods of research - geometric modeling for the creation of a computer model and simulation for its achievement.

The scientific novelty of the dissertation is as follows:

- Diagnostic models of four aircraft plate plates connected to the propulsion structure with rivets of different constructional designs were constructed and investigated;
- The influence of the riveting joints of the airplane sheath elements on its stress-strain state under critical operating conditions is determined.

The practical significance lies in the creation of geometric and simulation models of airplane sheath elements.

Approval of research results took place at the following conferences:

- New trends in the development of instrumentation: Materials of the 10th International Scientific and Technical Conference of Young Scientists and Students, Minsk, BNTU, 2016.

Publications On the materials of the dissertation was published an article in the professional edition of Ukraine:

- Imitation modeling of a plane plating element in multi-site damage / S.O Tsybulnyk, B.O. Okhota // The Bulletin of the NTUU "KPI". Series of instrument making. - 2018 - №55. - P. 93-100.

Structure of the dissertation. Dissertation work consists of four sections, conclusions, list of references. The total volume of the dissertation is 145 pages, 96 figures, 22 tables, 1 addition, 44 positions of the list of references.

CAE, CAD, ANSYS, IMITATION MODELING, GEOMETRIC MODELING, AIRCRAFT DETECTION, WIND LOAD

ЗМІСТ

ВСТУП	10
РОЗДІЛ 1	13
1.1 Види з'єднання деталей з тонколистового металу	14
1.2 Конструкція літака та її призначення	17
1.3 Пошкодження літака та фактори їх виникнення	19
1.4 Геометричне моделювання	22
1.4.1 AutoCad	22
1.4.2 SolidWorks.....	23
1.4.3 КОМПАС	24
1.4.4 CATIA	25
1.5 Імітаційне моделювання.....	27
1.5.1 FlowVision.....	28
1.5.2 ANSYS.....	30
1.5.3 ABAQUS	32
1.6 Огляд робіт інших авторів	34
1.7 Мета роботи.....	40
РОЗДІЛ 2	41
2.1 Геометричне моделювання пластини	43
2.2 Геометричне моделювання заклепок	45
2.3 Геометричне моделювання силових елементів літака	47
2.4 Створення складальної одиниці пластини з заклепками	49
2.5 Створення складальної одиниці з чотирьох елементів обшивки з'єднаних за допомогою заклепок до силових елементів конструкції	50

2.6 Створення геометричної моделі повітря	55
Висновки до розділу 2	59
РОЗДІЛ 3	61
3.1 Моделювання вітрового навантаження на об'єкт дослідження...	61
3.1.1 Методика побудови розрахункової моделі елемента обшивки літака у середовищі програмного комплексу ANSYS Workbench.....	61
3.2 Моделювання напружено-деформованого стану об'єкта дослідження	70
3.3 Аналіз динаміки чотирьох елементів обшивки літака з'єднаних із силовою конструкцією за допомогою заклепок	77
3.4 Аналіз результатів.....	80
Висновки до розділу 3	109
РОЗДІЛ 4.....	115
4.1 Опис ідеї проекту	115
4.2 Технологічний аудит ідеї проекту.....	118
4.3 Аналіз ринкових можливостей	119
4.4 Розроблення ринкової стратегії проекту	131
4.5 Розроблення маркетингової програми стартап-проекту.....	133
Висновки до розділу 4	136
ВИСНОВКИ.....	138
ПЕРЕЛІК ПОСИЛАНЬ.....	140
ДОДАТОК А.....	145

ВСТУП

Будь-яка складальна одиниця складається з окремих частин, з яких найпростішою є деталь. Сукупність декількох деталей, що з'єднані між собою називається вузлом. З'єднання деталей діляться на [1,2]:

- розбірні – виконуються за допомогою кріпильних деталей (болти, гайки, шпонки, гвинти, шурупи і т.д.). При необхідності таке з'єднання деталей можна розібрати без пошкодження їх частин;
- нерозбірні – виконуються за допомогою зварювання, паяння, клепання і т.д.;
- рухомі – дозволяють взаємне переміщення сполучених частин складальної одиниці;
- нерухомі – положення елементів залишається незмінним.

При побудові промислових конструкцій широко використовується нерозбірні з'єднання, які неможливо розібрати без пошкодження цілісності хоча б однієї деталі. З'єднання, яке було здійснено за допомогою групи заклепок, називається заклепковим. Таке з'єднання міцне й надійне. Найвідомішими спорудами, створеними з використанням заклепкового з'єднання є Ейфелева вежа в Парижі, Шуховська вежа в Москві, Дарницький міст у Києві, міст Харбор-Брідж у затоці Сіднея.

Заклепкове з'єднання широко використовується в авіабудуванні. У конструкціях літаків з алюмінієвих сплавів, заклепочні з'єднання складають близько 60% від загального числа з'єднань. У літаках, що виготовляються з титанових і сталевих сплавів, більш широко застосовуються зварні з'єднання. Вибір виду з'єднання визначається призначенням і умовою роботи агрегату або вузла, навантаженнями, що діють на конструкцію, застосовуваними матеріалами. Заклепкові з'єднання повинні бути спроектовані так, щоб заклепка працювала на зріз. Якщо діюче навантаження викликає відрив головки, заклепки замінюють болтами.

У даний час особливу увагу приділяють збільшенню ресурсу літака та його системи. Ресурс пасажирського літака повинен з 30 тис. бути збільшеним до 40-60 тис. людей. Встановлено, що тривалість безаварійної експлуатації літака, його надійність залежать у першу чергу від його можливості протистояти втомним руйнуванням. Досвід показав, що 75-80% всіх втомних руйнувань літака відбувається в місцях з'єднання елементів конструкції. Звідси очевидна необхідність збільшення ресурсу заклепочних з'єднань. Це відноситься в першу чергу до швів з прихованими заклепками, основним недоліком яких являється низький опір втоми при роботі на повторні та циклічні навантаження. У результаті, у зоні концентрації навантаження часто виникають тріщини [1,3].

Створення авіаційної техніки найвищого рівня сьогодні немислимо без проведення всебічних досліджень, спрямованих на поліпшення як льотно-технічних, так і економічних характеристик розроблюваних об'єктів. Досвід розробки літальних апаратів показав, що створення серйозної конкурентоспроможної техніки пов'язане з моделюванням: взаємодії літальних апаратів з потоком, що набігає; роботи повітряного гвинта і реактивного струменя і їх взаємодії з елементами літака; поведінки апарату на критичних режимах; моделюванням і аналізом особливостей обтікання десятків, а то і сотень і тисяч варіантів аеродинамічного компоновання.

Відомо [1,4], що моделювання – це дослідження явищ, процесів, об'єктів або систем об'єктів шляхом побудови і вивчення їх моделей; використання моделей для визначення або уточнення характеристик і раціоналізації способів побудови раніше сконструйованих об'єктів. Необхідність моделювання при створенні нових зразків авіаційної техніки і з'ясуванні їх експлуатаційних можливостей визначається не тільки відносно високою вартістю цих зразків, але, найчастіше, і фізичною неможливістю відтворення реальних умов їх роботи при випробуваннях. У зв'язку з широким колом завдань, які доводиться вирішувати при створенні будь-якого літального апарату і інших зразків авіаційної техніки (аеродинаміки літального апарату і його окремих частин,

динаміки польоту, функціонування бортового устаткування і інших завдань) у кожній області використовуються свої характерні методи і засоби моделювання [1,4].

Поряд із застосуванням композиційних матеріалів з метою зниження ваги конструкції літака використовуються і нові рішення в системах управління його основними агрегатами. Апробуються можливості переходу від досить складних і дорогих в експлуатації гідравлічних систем до електричних. Зокрема, електродвигуни пропонується використовувати для управління елементами крила і хвостового оперення, випуску і прибирання шасі, пересування літака від місця посадки пасажирів до злітно-посадкової смуги.

Концепція «більш електрифікованого» літака [1,5] знаходиться поки на початковій стадії розробок, проте їй вже були присвячені чотири міжнародні конференції. Основними областями застосування концепції може стати авіація загального призначення, комерційні і безпілотні літальні апарати.

При прогнозованих значних масштабах застосування бортових електротехнічних засобів підвищуються вимоги до їх надійності. У складних умовах експлуатації (наприклад, при польотах в дощ і в грозу) вони повинні зберігати працездатність без ризику накопичення на корпусі статичної електрики [1,5].

Усі умови експлуатації літака можна відтворити і дослідити за допомогою імітаційного моделювання, яке є потужним інструментом наукових досліджень.

РОЗДІЛ 1

ОГЛЯД СТАНУ ПРОБЛЕМИ

На даний час розвиток авіатехніки сягнув неабияких результатів, майже кожна людина використовувала даний вид транспорту, адже це швидко та досить комфортно. Кожного дня по всьому світі здійснюються тисячі польотів, і кожен з цих польотів по своєму небезпечний. Адже не одноразово, в історії були випадки коли перед вильотом літаки були повністю справні, а при польоті були виявлені деякі несправності, які в кращому випадку закінчувалися непередбачуваною посадкою літака, а в гіршому – сотні жертв та постраждалих.

Перед вильотом літаки проходять ряд перевірок, після чого вирішується, чи зможе літак виконати рейс. Включаючи людський фактор можна зробити висновок, що візуально деякі пошкодження можна не виявити, тому в польоті під дією деяких факторів ці пошкодження можуть привести до непередбачуваних наслідків. Для дослідження причин авіакатастроф використовується бортовий самописець, який реєструє основні показники польоту, переговори екіпажу, зовнішні умови в яких перебуває літак і т.д. Після детального аналізу цих показників, експерти можуть відновити події які відбулися з літаком і вказати на причини катастрофи. Але не завжди за допомогою цих даних можливо вказати причини появи несправності літака.

Проаналізувавши велику кількість авіакатастроф можна зробити висновок, що більшість аварій відбулися через несправності літака, які проявили себе в польоті [9]. Тому, проміжок часу, який проводить літак у польоті повинен бути досліджений.

Існують фактори на які людина не може вплинути. Неодноразово літаки були збиті ворожими бойовими ракетами, через недостатню кількість палива літаки не долітали до кінцевої точки, при зльоті у двигуни попадали птахи, які

виводили його зі строю. Важливу участь відіграють погодні умови в які попадає літак, адже сильний боковий вітер, дощ, град, снігопад, блискавка можуть призвести до пошкодження обшивки, виведення зі строю систем, приладів та двигунів. Неодноразово в результаті попадання літака в зону турбулентності, обшивка літака покривалася тріщинами, що в результаті призвело до падіння літака. Під час польоту на літак діють динамічні навантаження, дія яких на пошкоджені ділянки корпусу літака можуть призвести до відриву листа обшивки. Тому й до сьогоднішнього часу проблема надійності конструкції та працездатність всіх систем є досить актуальною.

1.1 Види з'єднання деталей з тонколистового металу

Існує три основних способи з'єднання деталей з тонколистового металу. Найпростіший з них – це з'єднання фальцевим швом (рис 1.1). З'єднання деталей фальцевим швом застосовують при виготовленні відер, водостічних і вентиляційних труб, консервних банок, а також при покритті дахів будинків покрівельною сталлю [6].

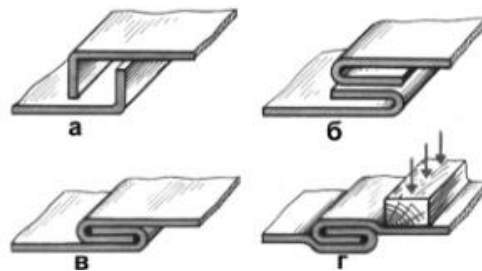


Рисунок 1.1 – Створення фальцевого шву

Ще одним способом з'єднання є зварювання [7] – технологічний процес утворення нероз'ємного з'єднання між матеріалами при їх нагріванні та/або пластичному деформуванні за рахунок встановлення міжмолекулярних і міжатомних сполук. Для їх утворення необхідне виконання наступних умов: звільнення зварювальних поверхонь від

забруднень, оксидів та адсорбованих на них чужорідних атомів; енергетична активація поверхневих атомів, що полегшує їх взаємодію один з одним; зближення зварювальних поверхонь на відстані, порівняною з міжатомною відстанню в зварюваних заготовках [8].

Крім з'єднання зварюванням та фальцевим швом, деталі з листового металу можна з'єднувати за допомогою заклепок.

Заклепки застосовуються для створення так званого "нероз'ємного" з'єднання. Зазвичай [6] за допомогою заклепок з'єднують тонкі металеві листи, кріплять фасадні пластини, а також досить великогабові конструкції. Заклепки як кріплення використовувалися буквально з незапам'ятних часів. Досить відвідати будь-який археологічний музей, щоб на власні очі переконатися в цьому. Наприклад, стародавні воїни носили обладунки, металеві пластини яких були з'єднані виключно заклепками. Також в якості основного кріплення при будівництві Ейфелевої вежі і крейсера "Аврора" використовувалися саме заклепки.

Заклепки розрізняються конструктивно, по способу закріплення, по матеріалу виготовлення – існує велика різноманітність видів заклепок, призначених для з'єднання матеріалів у різних ситуаціях.

Види заклепок [9]:

1. Заклепки під молоток (класичні) – це самий старий та самий простий вид заклепки, але не дивлячись на це, широко використовується до теперішнього часу. Вони бувають різних розмірів, виготовляються з різних матеріалів (мідь, латунь, алюміній, сталь) і різною формою голівки:
 - заклепка під молоток з випуклою голівкою – напівкругла голівка виступає над поверхнею матеріалу;
 - заклепка під молоток з потаємною голівкою – голівка схована, не виступає за поверхню матеріалу.

2. Трубчасті, напівтрубчаті і пістонні заклепки. Дані види заклепок застосовуються в з'єднаннях з малим механічним навантаженням, тому, що вони порожнисті в середині і не дуже міцні. Ці заклепки використовуються для закріплення м'яких матеріалів (пластмаса, шкіра, тканини).
3. Закладні заклепки. Даний вид заклепок являє собою трубчасті заклепки (порожнисті), всередині яких знаходиться пуансон, який використовується для формування замикаючої голівки з другої сторони (немає необхідності в доступі до двох кінців заклепки). Дані заклепки використовуються тільки в жорстких товстостінних конструкціях.
4. Різьбові заклепки. Даний вид заклепок має на внутрішній поверхні різьбу, яка використовується при закріпленні заклепки до матеріалу. Для установки даного виду заклепок необхідний спеціальний заклепочний інструмент. Різьбові заклепки частіше використовуються в побуті.

Заклепкове з'єднання широко використовується в авіабудуванні. Обшивка сучасних літаків виготовляється з окремих листів дюралюмінієвих сплавів. Листи кріпляться до каркасу літака за допомогою заклепок (частіше з того ж матеріалу) (рис. 1.2). В основному, в авіабудуванні використовуються дюралюмінієві сплави Д1, Д16 і Д19.

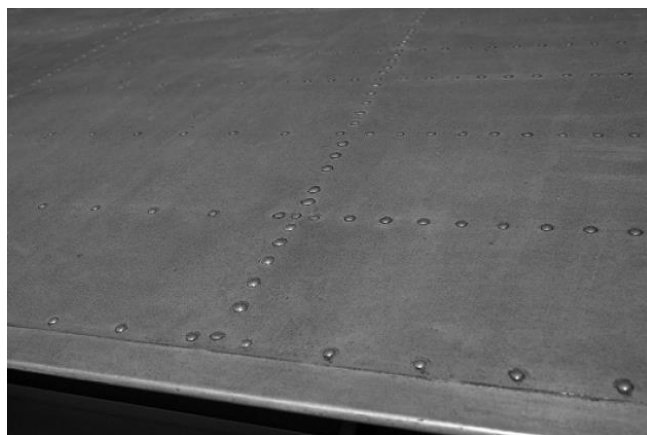


Рисунок 1.2 – Елемент обшивки літака з заклепками

1.2 Конструкція літака та її призначення

Пілотованим літальним апаратом (ЛА) називається апарат, управління польотом якого здійснюється пілотом (льотчиком). До таких апаратів відносять [10]: літак, планери, вертольоти і гвинтокрили. Літаки - найбільш поширений вид літальних апаратів. Для здійснення польоту необхідно створити вертикальну силу, що врівноважує вагу літального апарату. Цю силу називають підйомною.

Основне призначення літака, як і будь-якого ЛА - транспортування вантажу на задану відстань. Характер цільового навантаження, його вага і відстань, на яку вона повинна бути доставлена, визначає параметри літака і його призначення. За призначенням літаки діляться на два великих класи: військові і цивільні. До цивільних літаків відносяться - транспортні і пасажирські [10].

Будь-літак повинен мати силову конструкцію, рухову установку і паливо для неї, органи управління, злітно-посадочні пристрої, обладнання та джерела енергії. Основою всього літака, що сприймає діючі на нього сили, є планер, в який входять крило, фюзеляж, опори [10].

Крило - служить для створення підйомної сили і забезпечення поперечної стійкості. До крила кріпляться: органи поперечного керування (елерони); механізація крила (щитки, закрилки, інтерцептори, передкрилки); часто - шасі і двигуни.

Фюзеляж - служить і є базою, до якої кріпляться крило і опори для розміщення екіпажу, обладнання, вантажів, що перевозяться.

Опори - це несучі поверхні, призначені для керованості та стійкості літака.

Горизонтальна опора - служить для поздовжньої стійкості і керованості. Має стабілізатор і кермо висоти.

Вертикальна опора - служить для поперечної стійкості керованості. Має киль і кермо напрямку.

Шасі - система опор літака, призначена для зльоту, посадки і пересування по аеродрому.

Рухова установка - створює силу тяги, необхідну для руху літака. У неї входять: двигун (поршневий, турбогвинтовий, турбореактивний, турбовентиляторний, прямоточний повітряно-реактивний, ракетний та ін.) з агрегатами та системами запуску, управління і кріплення; повітряний гвинт; паливна і масляна системи; системи захисту двигуна і контролю за його роботою; вхідні і вихідні пристрої.

Система управління польотом - це комплекс пристроїв і механізмів, за допомогою яких пілот керує рухом літака, а також різними агрегатами: двигуном, прибиранням і випуском шасі та іншими системами.

Устаткування літака включає в себе: пілотажно-навігаційне, електро - і радіоустаткування, системи життєзабезпечення, енерго - і протизаморожувальне, полум'язахисне і спеціальне обладнання [10].

Кожна система і кожен елемент літака так, як і дії екіпажу чи пілота можуть призвести до падіння повітряного судна. На людський фактор вплинути неможливо, тому для безпечного перельоту всі системи повинні бути справними. Отже, літак повинен проходити технічне обслуговування після певного часу або певного нальоту годин.

Існують наступні типи перевірок [11]: transit check (перед кожним вильотом), daily check (щоденна перевірка), weekly check (щотижнева перевірка), A-check, B-check, C-check і D-check. A-check і B-check - це проста (легка) перевірка, у той час як C і D-check є важкою формою технічного обслуговування. Для деяких типів повітряних суден складу робіт, що входять у форми технічного обслуговування, визначається регламентом технічного огляду, який розробляється заводом-виготовлювачем спільно з представниками авіаційних власників і представниками експлуатантів (всі разом вони утворюють робочі групи).

Для більш сучасних типів повітряних суден єдиного регламенту не існує, і експлуатант зобов'язаний розробити програму технічного обслуговування

під конкретне повітряне судно на підставі керівних документів, рекомендацій заводу і вказівок влади (директиви, бюлетені та ін.). Формуванням форм технічного обслуговування в даному випадку повинен займатися експлуатант відповідно до застосовуваної їм політики. Так, якщо авіакомпанія здійснює лише денні рейси, то доцільним буде проведення технічного обслуговування в нічний час. Перерозподіл робіт між нічними формами в ідеальному випадку може виключити перевірки середньої тяжкості (A-check). Так як багато заводів відмовилися від буквеної нумерації перевірок то, найменування форм технічного обслуговування залишається на розсуд експлуатантів але, як правило, використовують загальноприйняті.

1.3 Пошкодження літака та фактори їх виникнення

Пошкодження літака є деструктивною подією, яка пов'язана зі зміною елемента повітряного судна від стану льотної придатності до часткової льотної придатності, а в крайньому випадку – нелетючості [2]. Цей стан виникає через перевищення допустимих меж [12-15]. Пошкодження літака можуть виникнути як у цілого об'єкта, так і в його окремих елементів і одиниць. Таким чином, пошкодження призводить до ремонту або заміни елемента або блоку на льотний період. Ідентифікація причин пошкодження грає важливу роль у підтримці високого рівня надійності експлуатації повітряних суден. Поява пошкодження залежить від чинників всередині об'єкта, навколишнього середовища, технологій експлуатації та обслуговуючого персоналу. Важливо визначити, коли сталося пошкодження, в який період використання ЛА.

Виявлення пошкодження можна розділити на 3 фази [12]. Перша фаза являє собою фазу початкового ушкодження – на цій фазі частота відмов невелика. На другому етапі – нормальний період експлуатації – частота відмови постійна. Третій етап – інтенсивний знос - характеризується збільшенням частоти відмов. Імовірність пошкодження більше на початку

періоду експлуатації літака і після тривалого періоду експлуатації або в кінці ресурсу, розрахованого, наприклад, за кількістю робочих годин або ресурсів за календарем. У першому етапі виявляються помилки, що виникають на стадії проектування і виконання, а в другому випадку розкриваються елементи і загальний знос елемента. Обидва ці чинники є випадковими. Період повної надійності літака зазвичай закінчується швидко, проте перехід на період нормальної експлуатації настає повільніше. В даному періоді можна спостерігати найдовший надійний час роботи з найменшою вірогідністю появи пошкоджень. Імовірність виникнення пошкодження разом з часом експлуатації літака повільно зростає.

Пошкодження літака, є результатом впливу різних чинників, які можуть бути згруповані наступним чином [12,14, 16]:

- Експлуатація – вплив на літак у результаті виконання завдання польоту повітряного судна;
- Зовнішні чинники – характеризує вплив навколишнього середовища на літак;
- Антропо-технічний – вплив людини на літак.

Крім того, фактори, які викликають утворення пошкодження, можна розділити на внутрішні – пов'язані з самим літаком, а також зовнішні – пов'язані з його довкіллям (рис. 1.3).



Рисунок 1.3 – Фактори появи пошкоджень

Проблеми, пов'язані з впливом пошкодження на безпеку повітряного судна, вирішуються за допомогою теорії надійності. Через дуже високі вимоги до безпеки продукту в авіації важлива точна оцінка збитку, заснована на знаннях фізики формування пошкоджень (таблиця 1.1) [12].

Таблиця 1.1 – Загальна характеристика пошкоджень літака

Тип пошкодження	Опис пошкоджень
Результат від помилок при будівництві	Пошкодження, які виникли в процесі будівництва ЛА
Результат процесу зносу	Процес систематичних змін фізичних властивостей елементів системи
Первинне пошкодження	Пошкодження елементу системи, яке не було прямо чи опосередковано викликане пошкодженням інших елементів системи
Вторинне пошкодження	Пошкодження, яке викликане пошкодженням інших систем
Раптові пошкодження	Пошкодження які неможливо передбачити
Поступові пошкодження	Пошкодження які можливо передбачити в процесі роботи
Однотипні пошкодження	Пошкодження, яке з фізичної точки зору має однаковий набір характеристик або однаковий набір причин
Незворотні	Пошкодження, внаслідок якого неможливий ремонт
Зворотні	Пошкодження, які можливо виправити ремонтом

Найбільш поширеними формами пошкодження є всі види тріщин, або руйнувань, що виникають у результаті перевищення граничної міцності елемента повітряного судна. Значна кількість пошкоджень пов'язана головним чином з характером механічних і теплових навантажень (статичні, динамічні і їх комбінації). Пошкодження цивільних літаків найчастіше відбувається під час зльоту і посадки [12]. Однак у військових літальних апаратах збиток виникає під час польоту, коли екіпаж виконує місії, що часто призводить до значного перевантаження планера і приводних елементів.

Під час польоту неможливе проведення перевірок для виявлення дефектів, пошкоджень та несправностей літака. Проте вплив більшості факторів, які впливають на безпеку польоту, можна дослідити за допомогою геометричного та імітаційного моделювання.

1.4 Геометричне моделювання

Під геометричним моделюванням, розуміють процес побудови тривимірної комп'ютерної моделі об'єкта за допомогою так званих CAD-систем. У наш час їх існує велика кількість, тому розглянемо можливості деяких з них.

1.4.1 AutoCad

AutoCad (Automated Computer Aided Drafting and Design) - перекладається, як «автоматизоване креслення і проектування за допомогою ЕОМ». Це CAD-система, призначена для підготовки технічної документації, що дозволяє будувати креслення практично будь-якої складності. AutoCad розробила американська компанія Autodesk, що є світовим лідером в області розробки САПР [17].

В області двовимірного проектування AutoCAD, як і раніше, дозволяє використовувати елементарні графічні примітиви для отримання більш складних об'єктів. Крім того, програма надає вельми обширні можливості роботи з шарами і анотаційними об'єктами (розмірами, текстом, позначеннями). Використання механізму зовнішніх посилань (XRef) дозволяє розбивати креслення на складові файли, за які відповідають різні розробники, а динамічні блоки розширюють можливості автоматизації 2D-проектування звичайним користувачем без використання програмування.

AutoCAD включає в себе повний набір інструментів для комплексного тривимірного моделювання (підтримується твердотільне, поверхневе і полігональне моделювання). AutoCAD дозволяє отримати високоякісну візуалізацію моделей за допомогою системи рендерингу (термін в комп'ютерній графіці, що позначає процес отримання зображення по моделі за допомогою комп'ютерної програми). Також у програмі реалізовано управління тривимірним друком (результат моделювання можна відправити на 3D-принтер) і підтримка сукупності точок (дозволяє працювати з результатами 3D-сканування). Проте, слід зазначити, що відсутність тривимірної параметризації не дозволяє AutoCAD безпосередньо конкурувати з САПР середнього класу, такими як Inventor, SolidWorks та іншими [18-20].

1.4.2 SolidWorks

Система автоматизованого проектування SolidWorks (SolidWorks Corp., США) створена для використання на персональному комп'ютері в операційному середовищі Microsoft Windows. В SolidWorks використовується принцип тривимірного твердотільного і поверхневого параметричного проектування, що дозволяє конструктору створювати об'ємні деталі і компонувати збірки у вигляді тривимірних електронних моделей, за якими створюються двомірні креслення і специфікації відповідно до вимог єдиної системи конструкторської документації (ЕСКД) [21].

Більшість елементів створюються на ескізі, по якому будується тривимірна деталь. По побудованим деталям можна автоматично побудувати креслення, вказавши потрібний масштаб та формат аркушу. Для зручності проектування в програмному забезпеченні вбудовані всі необхідні інструменти, для перегляду інформації в області моделювання, збільшування та обертання деталі, створення перерізів у будь-якому місці.

SolidWorks дозволяє імпортувати дані в інші програмні засоби САПР, що дозволяє проводити більш широкий аналіз у програмних засобах САЕ.

1.4.3 КОМПАС

КОМПАС – сімейство систем автоматизованого проектування з можливостями оформлення проектної та конструкторської документації відповідно до стандартів серії ЕСКД і системи проектної документації для будівництва (СПДС). Розробляється російською компанією «Аскон». Назва лінійки є акронімом від фрази «комплекс автоматизованих систем», у торгових марках використовується написання великими літерами - «КОМПАС».

Програми даного сімейства автоматично генерують асоціативні види тривимірних моделей (у тому числі розрізи, перерізи, місцеві розрізи, місцеві види, види по стрілці, види з розривом). Усі вони асоційовані з моделлю: зміни в моделі призводять до зміни зображення на кресленні.

Стандартні види автоматично будуються в проекційному зв'язку. Дані в основному написі креслення (позначення, найменування, маса) синхронізуються з даними тривимірної моделі. Є можливість зв'язку тривимірних моделей і креслень зі специфікаціями, тобто при «належному» проектуванні специфікація може бути отримана автоматично; крім того, зміни в кресленні або моделі будуть передаватися в специфікацію, і навпаки.

Існує велика кількість додаткових бібліотек до програм сімейства, що автоматизують різні спеціалізовані завдання. Наприклад, бібліотека стандартних виробів дозволяє додавати вже готові стандартні деталі в

тривимірні складальні одиниці (кріпильні вироби, підшипники, елементи трубопроводів, шпонки, ущільнення), а також графічні позначення стандартних елементів на кресленні (позначення отворів), надаючи можливість завдання їх параметрів.

«Компас-Графік» може використовуватися і як повністю інтегрований у «Компас-3D» модуль роботи з кресленнями і ескізами, і в якості самостійного продукту, який надає засоби вирішення завдань 2D-проектування та випуску документації.

Основні компоненти «Компас-3D» - власне система тривимірного твердотілого моделювання, універсальна система автоматизованого проектування «Компас-Графік» і модуль проектування специфікацій.

Система «Компас-3D» призначена для створення тривимірних асоціативних моделей окремих деталей і складальних одиниць, що містять як оригінальні, так і стандартизовані конструктивні елементи. Параметрична технологія дозволяє швидко одержувати моделі типових виробів на основі одного разу спроектованого прототипу. Численні сервісні функції полегшують рішення допоміжних завдань проектування і обслуговування виробництва.

Ключовою особливістю «Компас-3D» є використання власного математичного ядра і параметричних технологій, розроблених фахівцями компанії «Аскон» [22].

1.4.4 CATIA

CATIA (Computer Aided Three-dimensional Interactive Application) - САПР французької фірми Dassault Systemes.

Це комплексна система автоматизованого проектування (CAD), технологічної підготовки виробництва (CAM) та інженерного аналізу (CAE), що включає в себе передовий інструментарій тривимірного моделювання,

підсистеми програмної імітації складних технологічних процесів, розвинені засоби аналізу і єдину базу даних текстової та графічної інформації.

Система дозволяє ефективно вирішувати всі завдання технічної підготовки виробництва - від зовнішнього (концептуального) проектування до випуску креслень, специфікацій, монтажних схем і керуючих програм для верстатів з числовим програмним управлінням [23].

Лінійка програмних продуктів CATIA відповідає потребам семи основних галузей промисловості (аерокосмічна, автомобільна, суднобудівна, машинобудування, електроніка, будівництво заводів і товари широкого вжитку).

Портфель продуктів CATIA в даний час включає більше 300 функціональних модулів, які можуть бути класифіковані і згруповані за такими параметрами:

- платформи;
- області застосовності (домени);
- конфігурації;
- окремі продукти.

Платформами є деякі підмножини продуктів, які дозволяють вирішувати одні й ті ж завдання розробників на різному рівні функціональності, продуктивності і, відповідно, з різним рівнем витрат. Визначено три платформи: P1, P2 і P3.

Платформа P1 являє собою набір модулів класичної «середньої» CAD / CAM-системи, яка, однак, є частиною єдиного PLM (Products Lifecycle Management)-середовища і в будь-який час може бути доповнена продуктами з інших платформ з метою підвищення продуктивності і функціональності рішень. У поєднанні з PDM (Product Data Management)-системою ENOVIA-SmarTeam, продукти CATIA на основі платформи P1 можуть бути рекомендовані як відносно дешеві PLM-рішення для малих і середніх підприємств, або як рішення початкового рівня для великих підприємств, яке

в міру розвитку промислового бізнесу може бути легко трансформовано на більш високий рівень

Платформа P2 - це високорозвинена «важка» CAD / CAM / CAE-система класу high-end, що забезпечує всю повноту функціональності для продуктивної колективної розробки виробів різної складності з використанням механізмів накопичення знань і управління цифровим макетом виробу.

Платформа P3 включає спеціалізовані модулі найвищої продуктивності для цільового використання в різних галузях промисловості.

Наявність різних платформ в CATIA є унікальним засобом для розширення її користувальницької бази за принципом «одна система - різні можливості» і для швидкого нарощування продуктивності.

Області застосування (домени) - об'єднують у собі програмні продукти, характерні для вирішення конкретної сукупності завдань у процесі життєвого циклу виробу. Виділяються наступні сім областей застосування [24]:

- машинобудівне проектування (Mechanical Design);
- розробка дизайну виробів (Shape Design and Styling);
- системний синтез промислових виробів (Product Synthesis);
- проектування систем і комунікацій (Equipment and Systems Engineering);
- інженерний аналіз (Analysis);
- програмування обробки на верстатах з числовим програмним управлінням (ЧПУ) (NC Manufacturing);
- управління проектуванням і обмін даними (Infrastructure).

1.5 Імітаційне моделювання

Імітаційне моделювання – це послідовність обчислень, що імітують процеси функціонування об'єкту, системи об'єктів за умови впливу на

попередньо створену комп'ютерну геометричну модель різних, у тому числі випадкових, факторів, а також візуального відображення результатів. У наш час їх існує велика кількість, тому розглянемо можливості деяких з них.

1.5.1 FlowVision

Програмний комплекс FlowVision призначений для моделювання тривимірних течій рідини і газу в технічних і природних об'єктах, а також візуалізації цих течій методами комп'ютерної графіки.

Потоки, що моделюються включають у себе стаціонарні і нестаціонарні, стискувані і нестискувані потоки рідини і газу. Використання різних моделей турбулентності і адаптивної розрахункової сітки дозволяє моделювати складний рух рідини, включаючи течії з сильною закруткою, горінням, течії з вільною поверхнею.

Області застосування програми FlowVision [25]:

- зовнішня аеро - гідродинаміка: обтікання автомобіля, судна, літака, ракети, будівель і споруд (визначення коефіцієнтів опору і підйомної сили, розподілене навантаження, тепло- і масоперенос);
- внутрішня аеро-гідродинаміка: течія в салоні автомобіля і в підкапотному просторі, вентиляція внутрішніх відсіків, рух газів і рідин по магістралях і трубопроводах;
- моделювання турбомашин: течія в турбінах, компресорах, насосах, облік впливу гребних гвинтів на обтікання судна;
- моделювання технологічних процесів: моделювання теплопереносу в мікроелектронних схемах, водо-запірних пристроїв, розрахунок змішувачів і газових міксерів, спільний теплоперенос між рідиною і твердими тілами;
- моделювання процесів виготовлення деталей: лиття металів, розрахунок процесів затвердіння і кристалізації;

- екологія, управління мікрокліматом: поширення забруднень і домішок в атмосфері і водному середовищі, опалення, вентиляція і кондиціонування.

Програмні компоненти - математичні моделі програмного комплексу FlowVision - розділені на три групи: базові та спеціальні моделі і додаткові модулі [26].

Базові моделі призначені для моделювання широкого класу гідродинамічних явищ і описують рух однорідної рідини при різних швидкостях з урахуванням ефектів стисливості, турбулентності і теплопереносу:

- Solid Model (твердий матеріал) - застосовується для моделювання теплопереносу і дифузійних процесів у твердому тілі. Ця модель використовується в задачах сполученого теплообміну для обліку теплопереносу між рідиною і твердим тілом;
- Laminar Fluid Model (ламіна́рний рі́дина) - використовується для моделювання течій в'язкого газу (рідини) при малих і помірних числах Рейнольдса при невеликих змінах щільності (наближення Буссінеска);
- k-ε Turbulent Model (к-ε-модель турбулентності) - для моделювання течії газу (рідини) при великих (турбулентних) числах Рейнольдса і при малих змінах щільності;
- Weak Compressible Fluid Model (рідина, що слабо стискується) - описує стаціонарний рух газу при дозвукових числах Маха і будь-яких зміни щільності;
- Full Compressible Fluid Model (рідина, що повністю стискається) - описує стаціонарний і нестаціонарний рух газу при будь-яких числах Маха (до-, транс-, над- і гіперзвукові течії).

Спеціальні моделі призначені для моделювання руху рідини (газу) при обліку додаткових фізико-хімічних ефектів, характерних для вузькоспеціальних додатків:

- Free Surface Model (вільна поверхня) - застосовується для дослідження двофазних течій з вільною поверхнею. Дані моделі використовуються для визначення коефіцієнтів опору кораблів і підводних апаратів, заповнення форм розплавом металу, тощо;
- Air Combustion Model (модель горіння) - використовується для моделювання процесів спалювання газового палива при дозвукових числах Маха;
- Combustion dispersion fuel Model (модель горіння дисперсного палива) - застосовується для моделювання газо-термодинамічних характеристик пальників, що працюють на пульверізованому вугіллі, сланцях і целюлозовмістній біомасі.

Додаткові модулі [26]:

- Sliding Mesh (моделювання обертових тіл) - використовується для моделювання руху обертових тел (колесо компресора, гвинт і т.д.);
- Radiation (моделювання радіаційного переносу) - служить для моделювання процесів теплового випромінювання і поглинання газів.
- Moving bodies (Моделювання руху твердого тіла) - застосовується для моделювання динаміки руху твердих тіл, у тому числі під дією зовнішніх сил гідродинамічної природи;
- Moving particles (моделювання руху частинок) - використовується для моделювання двофазних течій з домішкою у вигляді частинок.

1.5.2 ANSYS

ANSYS - універсальна програмна система скінченно-елементного аналізу, що розвивається протягом останніх 30 років, є досить популярною у фахівців у сфері автоматизованих інженерних розрахунків (САПР, або CAE) і скінченно-елементного рішення лінійних і нелінійних, стаціонарних і нестаціонарних просторових задач механіки деформованого твердого тіла і

механіки конструкцій (включаючи нестационарні геометрично і фізично нелінійні задачі контактної взаємодії елементів конструкцій), завдань механіки рідини і газу, теплопередачі і теплообміну, електродинаміки, акустики, а також механіки зв'язаних полів [27].

Лінійка продуктів ANSYS Inc., у тому числі продукт Mechanical, дозволяє вирішити практично будь-яке завдання механіки деформованого твердого тіла або отримати поєднане рішення задачі механіки з вирішенням завдань інших областей фізики, наприклад гідрогазодинаміки, теплопереносу або електромагнетизму. Даний продукт пропонує можливість створення єдиної фундаментальної (мультифізичної) матриці взаємодії полів, підтримуючи акустичний, п'єзоелектричний, термоміцний і термоелектричний типи аналізу. При наявності продукту ANSYS CFD або ANSYS Emag також можна провести аналіз взаємодії конструкції з різними текучими середовищами або електромагнітними полями відповідно. Подібні розрахунки допомагають інженеру краще оцінити реакцію їх моделей на всілякі комбінації явищ.

ANSYS Mechanical включає повний набір лінійних і нелінійних елементів, зручну для використання і редагування базу матеріалів від конструкційної сталі до гуми, а також широкий набір методів вирішення. Це дозволяє легко вирішувати найскладніші і комплексні завдання, навіть якщо вони включають нелінійний контакт. Для коректного моделювання складної геометрії реальних об'єктів у рішеннях компанії ANSYS Inc. для задач механіки твердих тіл, що деформуються пропонуються наступні можливості [28]:

- підтримка широкого набору елементів, до числа яких входять балка, оболонка, тверде тіло, що деформується, елемент суцільного середовища з оболонковою функцією форми (solidshell), кабелі та стрижні, що працюють тільки на стиск або розтяг. Крім цих елементів присутні попередньо натягнуті елементи, з'єднання, ущільнення, арматурні стержні, елементи жорсткості, тощо;

- широкий набір лінійних і нелінійних моделей матеріалів для роботи з композитами, пластичністю металів, гіперпружними гумовими компонентами, набір спеціальних матеріалів, таких як чавун, сплави з пам'яттю форми, пористі пружні тіла, властивості, що залежать від температури, моделі клейових шарів, повзучість і радіаційне розпухання і демпфірування в матеріалі, і т.д;
- облік геометричних нелінійностей, таких як великі деформації і відхилення, залежність жорсткості від напружень, розм'якшення при обертанні;
- повний набір відмовостійких контактних алгоритмів: поверхня - поверхня, лінія-поверхня і лінія-лінія для жорстких і піддатливих тіл, контактна взаємодія з урахуванням ізотропного і ортотропного тертя, а також теплового контакту. Швидке автоматичне визначення типу контакту в сукупності з потужними алгоритмами дозволяє швидко і точно розраховувати контактні моделі;
- моделювання затяжки болтів, обтиску ущільнень, розрахунок циклічної міцності, сейсмічних і монтажних навантажень елементів. У програмних пакетах Explicit можливо моделювання прогресуючого обвалення будівельних конструкцій.

1.5.3 ABAQUS

Програмний скінченно-елементний комплекс ABAQUS – універсальна система загального призначення, що може використовуватись, як для проведення багатоцільового інженерного багатодисциплінарного аналізу, так і для науково-дослідних і навчальних цілей у самих різних сферах діяльності, у числі яких [29]:

- автомобілебудування (компанії BMW, FORD, General Motors, Mercedes, Toyota, Volvo, GoodYear);

- авіабудування та оборонна промисловість (General Dynamics, Lockheed Martin, US Navy, Boeing);
- електроніка (HP, Motorola, IBM, Digital);
- металургія (British Steel, Dupont);
- виробництво електроенергії (ABB, AEA Technology, EPRI, «Атоменергопроект»);
- нафтовидобуток і переробка (Exxon / Mobil, Shell, Dow);
- виробництво товарів народного споживання (3M, Kodak, Gillette);
- загальна механіка і геомеханіка (GeoConsult, ISMES, «Гидропроект»).

За допомогою комплексу ABAQUS можна вирішувати такі складні завдання, як розрахунок міцності турбомашин і проектування рухомих установок, аналізувати роботу шасі і трансмісій, визначати поведінку шин, розраховувати зварні з'єднання, проводити аналіз аварійних зіткнень (краш-тести), здійснювати тести на падіння, лиття металів, пробивання матеріалу, виконувати розрахунки композиційних структур, враховувати контактну взаємодію великого числа тіл і самоконтакт, сейсмічні впливи, вибухові впливи, проводити розрахунки надійності ядерних реакторів, аналіз міцності електронних компонентів і т.д. [30].

Програмний комплекс ABAQUS розроблений по модульному принципу й складається із двох основних модулів-обчислювачів (солверів) – ABAQUS/Standard і ABAQUS/Explicit, пре/постпроцесор ABAQUS/CAE, а також деяких додаткових модулів [11, 30-33]:

- ABAQUS/Standard – один із двох основних вирішувачів, призначений для рішення традиційних задач скінчено-елементного аналізу (СЕА), таких як, статика, динаміка, теплопередача в сукупності з контактними взаємодіями й нелінійними властивостями матеріалів, оснований на неявній схемі інтегрування;
- ABAQUS/Explicit – модуль аналізу суттєво нелінійних перехідних динамічних процесів, що заснований на явній схемі інтегрування й

призначений для розрахунку нестационарної динаміки, квазістатички, швидкоплинних процесів, таких як, задачі падіння (drop test), зіткнення (crash test), руйнування й моделювання технологічних процесів (формування, штампування і т.д.);

- ABAQUS/CAE – модуль пре/постпроцесора, призначений для моделювання й візуалізації результатів розрахунку з модулів аналізу Abaqus/Standard і Abaqus/Explicit. Має прямий доступ до CAD-моделей, розширені можливості по побудові сітки й простий зрозумілий інтерфейс. За допомогою Abaqus/CAE можна швидко й ефективно створювати, редагувати моделі, проводити моніторинг і діагностику, візуалізувати результати для всіх модулів аналізу;
- ABAQUS/Design – додатковий модуль до ABAQUS/Standard, що дозволяє аналізувати чутливість до зміни параметрів конструкції й проводити оптимізацію;
- ABAQUS/Aqua – додатковий модуль до ABAQUS/Standard, що дозволяє аналізувати навантаження на кабелі, трубопроводи й фермові конструкції, занурені у воду;
- ABAQUS/Safe – цей модуль використовує результати розрахунку ABAQUS для аналізу втомної міцності;
- ABAQUS/CAT – цей інтерфейс дозволяє готувати моделі й переглядати результати ABAQUS безпосередньо в CATIA.

Зважаючи на функціональні можливості розглянутих вище CAD-систем і CAE-програм, для геометричного моделювання обрано програмний комплекс SolidWorks, а для імітаційного – ANSYS.

1.6 Огляд робіт інших авторів

Для повного розуміння стану проблеми надійності клепаних елементів конструкції літаків необхідно провести огляд робіт інших авторів за темою досліджень.

У роботі [34] було експериментально досліджено приріст тріщини та втомну поведінку заклепочних швів обшивки літака при зміні сили стиснення заклепки. Для дослідження було обрано три листи обшивки літака з різною товщиною (1.9 мм, 1.2 мм, 0.8 мм.) при використанні заклепок з круглою головкою та заклепок з компенсатором.

У результаті було виявлено:

1. Початок і зростання втомних тріщин в клепаних з'єднаннях залежать від розширення заклепувального отвору, від типу заклепки і сили затиску заклепки, а також від товщини листа. Втомні тріщини починаються завжди на поверхні листа в одному з зовнішніх рядів заклепок.
2. Для відносно низьких сил стиснення заклепки, шлях тріщини близький до поперечного перерізу вздовж одного з зовнішніх рядів заклепок. При високих силах стиснення, тріщини можуть починатися і рости поза заклепувального отвору. Втома матеріалу збільшується при збільшенні сили стиснення заклепки і вона завжди більше для заклепок з компенсатором, ніж для заклепок з круглою голівкою.
3. Заклепки з компенсатором не підходять для кріплення тонких листів, так як значні локальні дефекти під виготовленою головкою викликають передчасне руйнування в цьому місці.

У роботі [35] було розроблено метод визначення характеристик загального напружено-деформованого стану (НДС) хвостової балки вертольоту транспортної категорії при дії статичних і динамічних навантажень. Метод апробований при розрахунку НДС транспортного вертольоту в режимі поступального горизонтального польоту за допомогою системи Cosmos/M. Отримані значення напружень і переміщень у даній конструкції фюзеляжу. Визначено базову динамічну поведінку досліджуваного об'єкта – хвостової балки (визначені форми власних частот коливань конструкції). Характеристики загального НДС та певні форми коливання конструкції дозволяють виявити критичні (перевантажені) зони хвостової балки. Далі

можливе застосування отриманих результатів для розрахунку локального НДС та прогнозування на його основі, ресурсу конструкції хвостової балки вертольоту транспортної категорії.

Метою дослідження [36] було продемонструвати здатність нейронних мереж розрізняти сигнали індивідуальної акустичної емісії (АЕ), що виникають при зростанні тріщини і терті заклепок в алюмінієвих заклепувальних швах. Джерело сигналів було ідентифіковано на основі логіки запуску, амплітудних залежностей, даних і часу прибуття, зібраних з широкосмугового перетворювача, і трьох додаткових резонансних перетворювачів. Спектр потужності кожної хвилі розраховувався та нормалізувався для корекції змінної геометрії зразка сигналу. Для того, щоб визначити різницю між окремими сигналами того ж класу, нормовані спектри були об'єднані в двовимірний простір з використанням самоорганізованої карти Kohonen (SOM). Потім, щоб розробити нейронну мережу зворотного поширення, для розрахунку автоматичної класифікації шаблонів використано 132 спектри сигналу при зростанні тріщини та 137 спектри при терті заклепок. Навчена нейронна мережа могла класифікувати останні 463 сигнали росту тріщини з точністю 94% і 367 сигнали при терті заклепок з точністю 99%.

У роботі [37] була вирішена актуальне в науковому та практичному плані завдання прогнозування ресурсу авіаційних конструкцій з алюмінієвого сплаву Д16АТ з заклепувальним з'єднанням при багатогранному пошкодженні. Проведені в роботі дослідження базуються на методах механіки втомного руйнування, чисельного моделювання, механіки тріщин, фізичних основ оптичної мікроскопії, методах математичної статистики і регресійного аналізу, методах неруйнівного контролю та обробки зображень. При експериментальних дослідженнях використовувалися методи проведення випробувань на втому і цифрового фотографування. При проведенні вимірювань і обробки даних використовувалися методи автоматичного управління, програмування, комп'ютерних технологій.

У результаті було виявлено:

1. Встановлено, що число циклів до утворення втомних тріщин в досліджуваних зразках описується законом розподілу Вейбулла. Визначено параметри даного розподілу для зразків з множинними отворами і з заклепувальні з'єднання.

2. Показано, що заклепувальне з'єднання підвищує опір багатогранному пошкодженню алюмінієвого сплаву Д16АТ. Напрацювання до утворення тріщин в заклепувальних з'єднаннях на 10% більше, ніж за відсутності заклепок. Тривалість стадії росту тріщин в заклепувальних з'єднаннях в даному діапазоні напружень збільшується на 45 ... 55% у порівнянні з вільними отворами.

3. Здійснено чисельний експеримент багатогранного пошкодження для зразків з множинними отворами з клепааних з'єднань. Порівняння результатів лабораторних випробувань і чисельного експерименту показало задовільний результат. Точність прогнозування мінімальних значень числа циклів до руйнування при чисельному експерименті становить (91,2 ... 98,0)%, а прогнозування мінімальних значень числа циклів до утворення тріщин - (91,7 ... 96,8)%.

У роботі [38] досліджується ріст довгих втомлюваних тріщин у компонентах літальних апаратів. Представлена детермінована модель, здатна імітувати зростання втомних тріщин на заклепкових отворах. Вона також включає критерії для оцінки зв'язку колінеарних сусідніх тріщин. Для перевірки моделі була проведена кампанія з тестування втоми на клепаєльних зразках з заклепковим з'єднанням для отримання експериментальних результатів зростання тріщин. Точні вимірювання природних тріщин на поверхні виконувалися автоматично методом аналізу зображень, що дозволило проводити тестування 24 години на добу. Порівняння експериментальних випробувань та чисельного моделювання підтверджує, що модель є корисним інструментом оцінки втомлюваного ресурсу заклепкових з'єднань в повітряних суднах.

У роботі [39] представлені результати досліджень щодо розробки методик та діагностичного контролю заклепкових з'єднань методом вільного коливання в автоматичному режимі. Цей комплект складається із системи запису та системи обробки сигналів. Система реєстрації включає в себе пристрій для позиціонування перевірених виробів. Збудження коливань у здійснюється за допомогою каліброваного удару. Система обробки сигналів складається з шістнадцятирічного аналого-цифрового перетворювача та комп'ютера. Акустичні сигнали вібраційних коливань записуються на жорсткий диск, а їх обробка виконується за допомогою пакету програмного забезпечення DetectFault, створеного в середовищі LabVIEW. Програмне забезпечення управляє рухом направляючого колеса і штанги, забезпечуючи реєстрацію і перетворення сигналів від аналогової до цифрової форми із заданою кількістю відліків і значенням інтервалу вибірки. Ухвалення або відхилення заклепувального з'єднання проводиться в залежності від результатів порівняння еталонного і поточного спектра за допомогою коефіцієнта кореляції Спірмена. При формуванні еталонного спектру використовується надійний алгоритм зважування. Результатом роботи стало відтворюваність даних під час моніторингу заклепованих з'єднань.

У роботі [40] основна увага приділяється вивченню ремонту пластин 2024-T3 з алюмінієвого сплаву (AA) для відновлення їх початкової міцності; зокрема, проаналізовано тріснуті пластини AA 2024-T3, відремонтовані пластини AA 2024-T3 з двома конфігураціями (клепанними і з адгезійними зв'язками). Час втомлення пластин обчислюється з використанням інструменту аналізу тріщин (FRANC3D). Фактори інтенсивності напружень для відремонтованих пластин AA 2024-T3 розраховані для різних довжин тріщин і порівнюються з використанням промислового інструменту FEA ABAQUS. Результати заклеєних ремонтних робіт показали значно більш низькі коефіцієнти інтенсивності напружень у порівнянні з заклепувальними ремонтами. Це покращує загальну втомну довговічність клеєного з'єднання.

У роботі [41] були вивчені характеристики міцності адгезійних, клепанних та комбінованих з'єднань. Для визначення умов здатних поліпшити втомно-стійкість комбінованих з'єднань, проводилися відповідні випробування клепанних, адгезивних і комбінованих з'єднаннях з різною шириною отвору.

Результати показали, що втомна міцність адгезійних з'єднань може бути поліпшена шляхом поєднання з заклепковими з'єднаннями з рівною або злегка підвищеною втомною міцністю відносно першосказаних. Крім того, також було підтверджено, що втомні тріщини поширюються повільніше в комбінованих з'єднаннях, ніж в адгезивних.

У роботі [42] було досліджено вбудовану діагностичну систему для моніторингу росту втомних тріщин в авіаційних структурах. Система SMART Layer складається з п'єзоелектричних датчиків, діагностичного блоку та програмного забезпечення. Об'єктом дослідження були втомні пошкодження алюмінієвого листа. Дана система була спроектована на поверхні критичної області заклепкових з'єднань. Використовуючи програмне забезпечення, діагностичний блок генерував попередньо вибрані діагностичні сигнали від п'єзоелектричного приводу до його сусідніх датчиків. Відповідні сигнали датчиків реєструвалися і порівнювалися з раніше записаною базою. Так, як дана система в процесі удосконалення, результати моніторингу не є точними.

Отже, до недоліків класичних заклепок можна віднести необхідність в доступі до двох кінців заклепки та складність klepanня. До недоліків порожнистих заклепок можна віднести можливість використання тільки в місцях з невеликим механічним навантаженням та необхідності в доступі до двох кінців заклепки. Головним недоліком закладних заклепок при їх використанні є необхідність у великій осьовій силі.

Найбільш поширеними формами пошкодження елементів конструкції літаків є всі види тріщин, або руйнувань, які виникають у результаті перевищення граничної міцності елементів конструкції. Значна кількість пошкоджень пов'язана головним чином з характеристиками механічних і теплових навантажень (статичних, динамічних і їх комбінацій). Основна кількість робіт

інших авторів зосереджена навколо проблеми формування втомних тріщин у прилеглих до заклепок зонах. Проблема пошкодження самих заклепок залишається невирішеною.

Усе це дозволяє сформувати мету подальших досліджень та завдання для їх дослідження.

1.7 Мета роботи

Метою роботи є визначення впливу зовнішніх (динамічних та статичних) навантажень на елементи обшивки літаків, з'єднані між собою за допомогою процесу клепаання та при наявності у клепааних швах дефектів чи тріщин.

Для досягнення мети необхідно вирішити наступні завдання:

- провести огляд стану проблеми;
- провести огляд засобів геометричного та імітаційного моделювання;
- провести огляд та дати класифікацію зовнішніх (динамічних та статичних збурень), які діють на літак;
- провести геометричне моделювання елементів обшивки літака, з'єднаних між собою за допомогою клепаання;
- провести імітаційне моделювання при наявності дефектів чи пошкоджень елементів конструкції літака при дії динамічних та статичних навантажень;
- установити вплив дефектів чи пошкоджень на результати імітаційного моделювання.

Об'єкт досліджень – процес руйнування клепааних з'єднань.

Предмет дослідження – реакція з'єднаних між собою елементів обшивки літака на зовнішні динамічні та статичні навантаження при наявності у клепааних швах дефектів чи пошкоджень.

РОЗДІЛ 2

ГЕОМЕТРИЧНЕ МОДЕЛЮВАННЯ

Геометричне моделювання [43] – це один із напрямків математичного моделювання, який включає в себе відтворення певних якісних та кількісних властивостей об'єкту, які характеризують модель (реальну або уявну) дослідження. Результатом геометричного моделювання є геометрична модель, яка повністю відображає механічні та фізичні властивості об'єкту дослідження. Також, геометричне моделювання відіграє важливу роль у імітаційному моделюванні, можна навіть сказати, що імітаційне моделювання не можливе без геометричного моделювання, тому що в імітаційному моделюванні основним предметом дослідження є конструкція, або її елемент.

Обшивка сучасних літаків складається з листів обшивки, заклепок та силової конструкції (каркасу). Листи кріпляться до каркасу літака за допомогою заклепок (частіше з того ж матеріалу) (рис. 2.1).

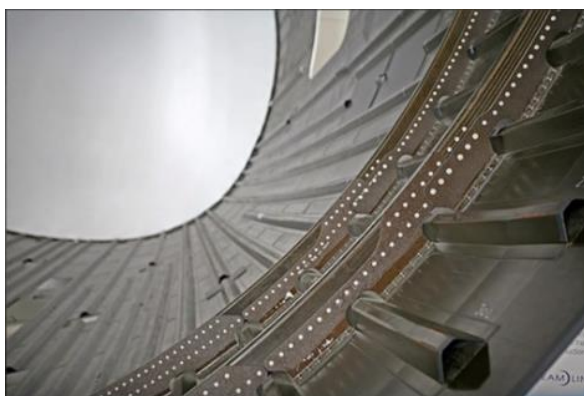


Рисунок 2.1 – Конструкція фюзеляжу літака

Каркас літака являється основним силовим елементом літака. Каркас складається з повздовжніх та поперечних елементів конструкції. До повздовжніх елементів відносяться [44]: лонжерони (рис. 2.2, а, положення А), стрингери (рис. 2.2, а, положення В), бімси (балки) (рис. 2.2, б). До поперечних

елементів відносяться: шпангоути (рис. 2.2, а, положення С) та поперечні перегородки літака.

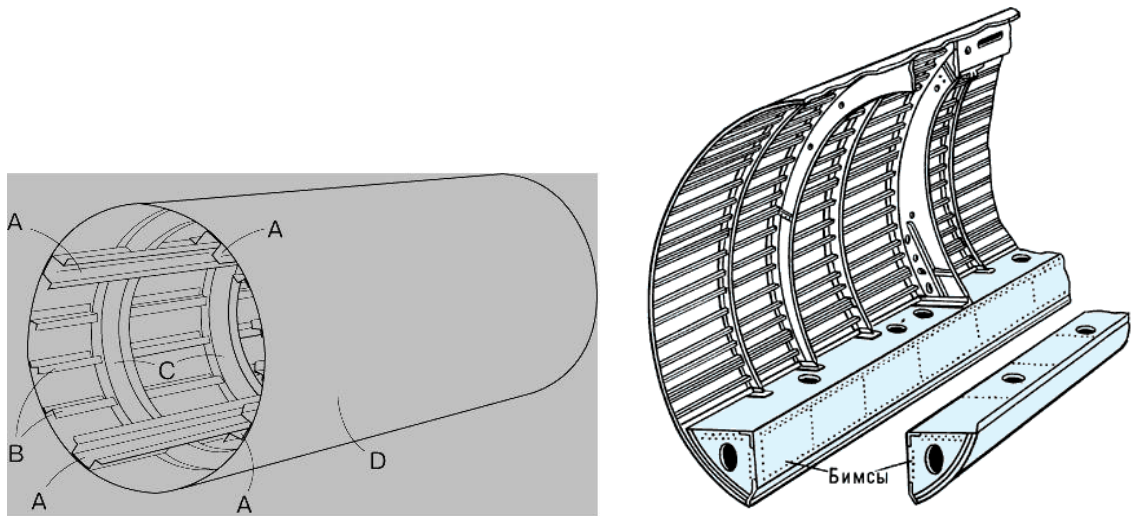


Рисунок 2.2 – Силкові елементи літака: а) основні силкові елементи; б) бімси

Заклепка – це різновид роз’ємного з’єднання, вона має вигляд циліндричного стержня. З одного боку вона має закладну голівку, а з іншого замикаючу голівку, яка утворюється внаслідок клепання.

Для моделювання обрано заклепки з напівкруглою та прихованою голівками (рис. 2.3).

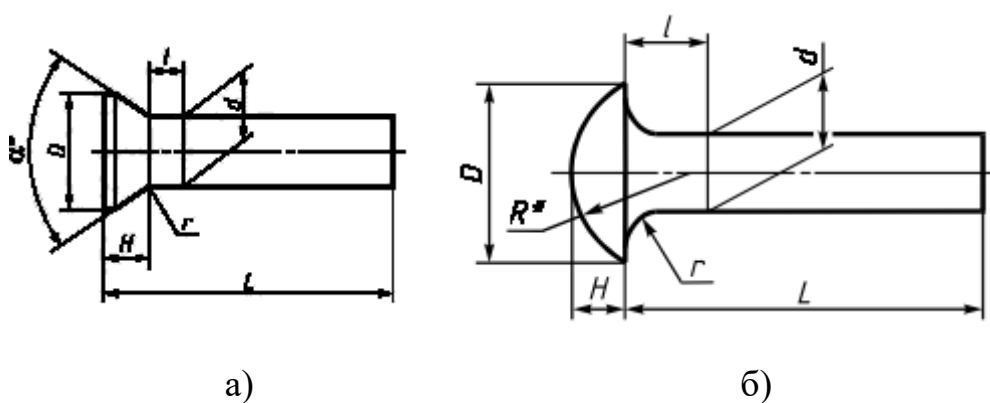


Рисунок 2.3 – Досліджувані заклепки: а) з прихованою голівкою; б) з напівкруглою голівкою

У залежності від зон літака (рис. 2.4) конструкція літака може змінюватись. Для більш навантажених ділянок можуть використовуватись

листи більшої товщини, для підсилення або з'єднання елементів літака може використовуватись декілька листів з'єднаних унахлест.

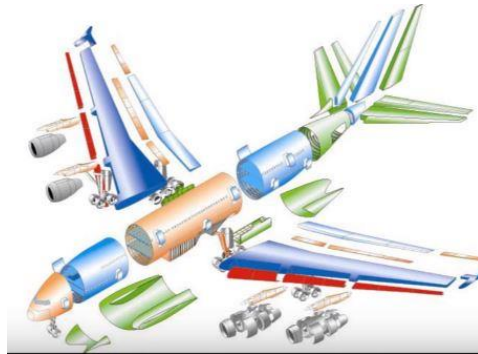
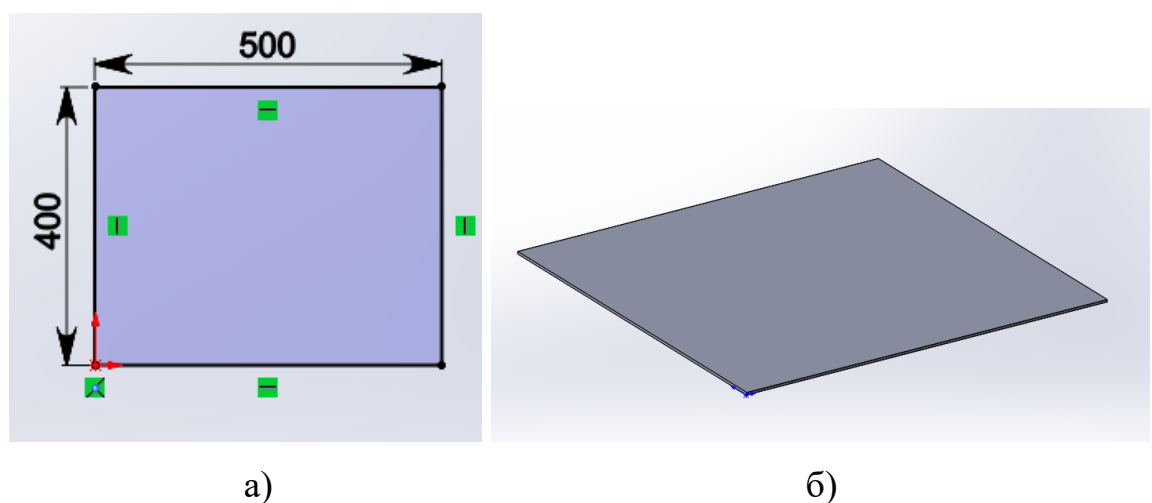


Рисунок 2.4 – Конструкція літака

Розглянемо процес побудови вище названих моделей для елемента обшивки літака.

2.1 Геометричне моделювання пластини

Елемент обшивки моделюється у вигляді пластини 500x400x3 мм, ескіз якої зображено на рис. 2.5, а. Її завершена тривимірна модель зображена на рис. 2.5, б.



а)

б)

Рисунок 2.5 – Геометрична модель елемента обшивки літака: а) Ескіз;
б) Тривимірна модель.

Створимо отвори для закріплення пластини за допомогою лінійного масиву, для цього створимо ескіз отвору (рис. 2.6) та за допомогою лінійного масиву скопіюємо його. Алгоритм побудови отворів для заклепки з напівкруглою та прихованою голівками однаковий, відрізняються лише перерізом під профіль заклепки. Тому далі було розглянуто алгоритм для заклепки з напівкруглою голівкою.

Лінійний масив створюється за таким алгоритмом:

- натиснути на меню «Вставка» , «Массив/Зеркало», «Линейный массив», або на панелі інструментів «Линейный Массив»;
- обрати реверс (вісь) напрямлення (рис. 2.7, а, положення 1);
- обрати інтервал з яким буде здійснюватись копіювання елемента (рис. 2.7, а, положення 2);
- обрати кількість екземплярів (рис. 2.7, а, положення 3);
- повторити перераховані вище дії для іншої осі (рис. 2.7, б).

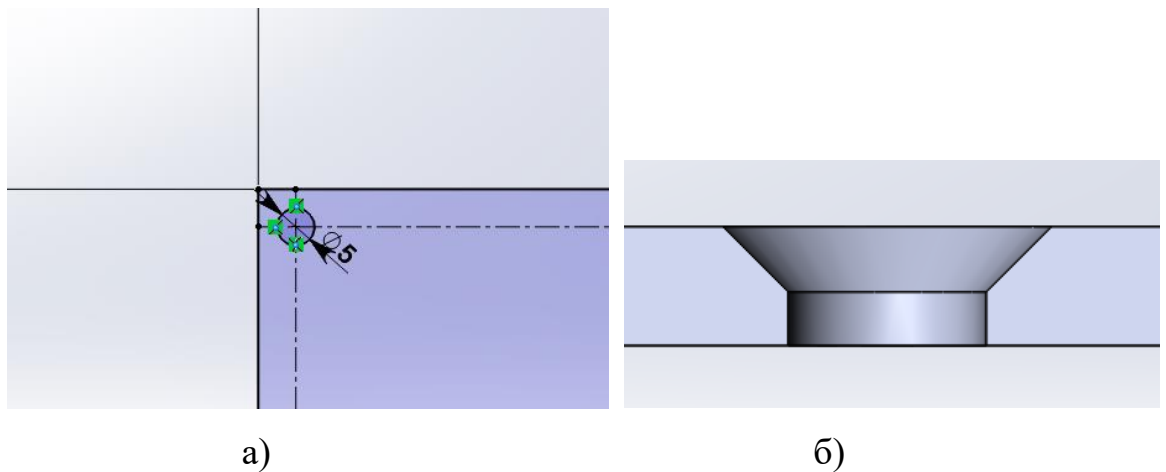


Рисунок 2.6 – Ескіз отвору для заклепок: а) для заклепки з напівкруглою голівкою; б) для заклепки з прихованою заклепкою.

Після створення ескізу отворів їх необхідно вирізати з тривимірної моделі пластини, для цього скористаємось командою «Вытянутый вырез». Фінальна тривимірна модель показана на рис. 2.8.

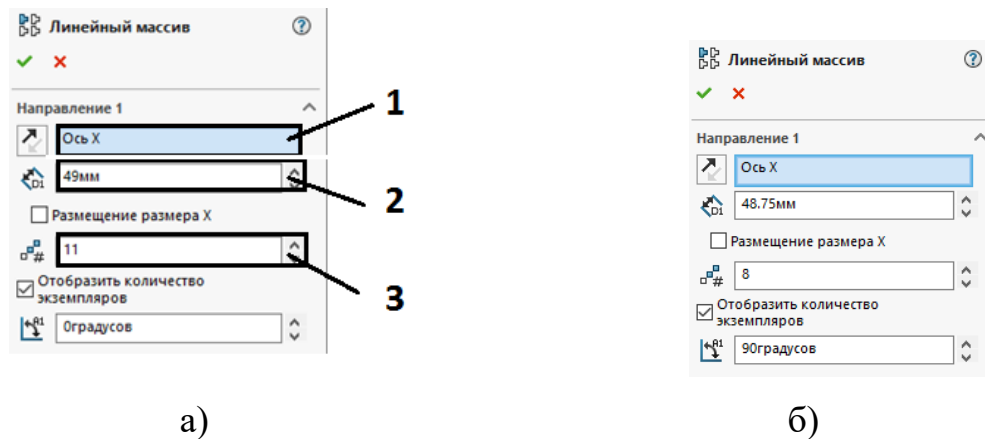


Рисунок 2.7 – Налаштування лінійного масиву: а) Налаштування для горизонтальної осі; б) Налаштування для вертикальної осі;

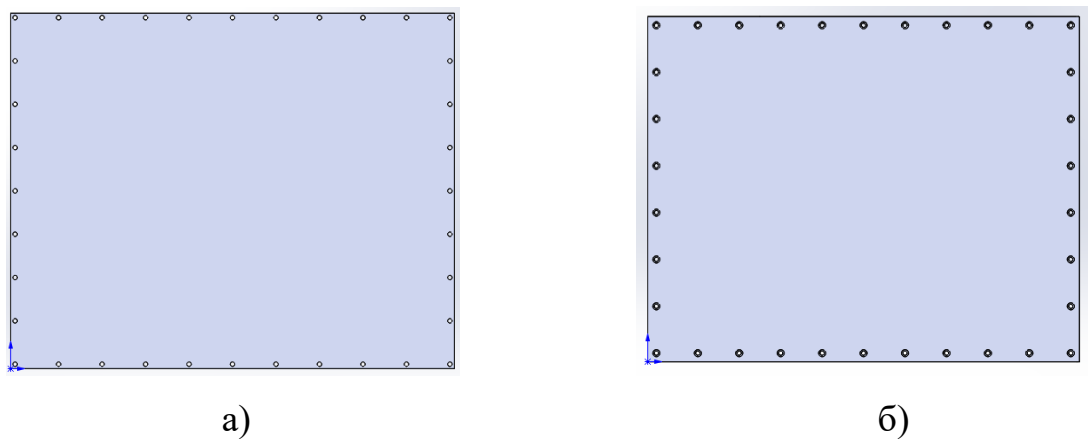


Рисунок 2.8 – Результати застосування лінійного масиву: а) пластини з заклепками з напівкруглою голівкою; б) пластини з заклепками з прихованою голівкою

2.2 Геометричне моделювання заклепок

Модель заклепок побудована згідно ГОСТ 14797-85 (для заклепок з напівкруглою голівкою) (рис. 2.9, а) та ГОСТ 14798-85 (для заклепок з потайною голівкою) (рис. 2.9, б).

Ескізи заклепок з напівкруглою та прихованою голівками зображені на рис. 2.10, а їх тривимірні моделі на рис. 2.11.

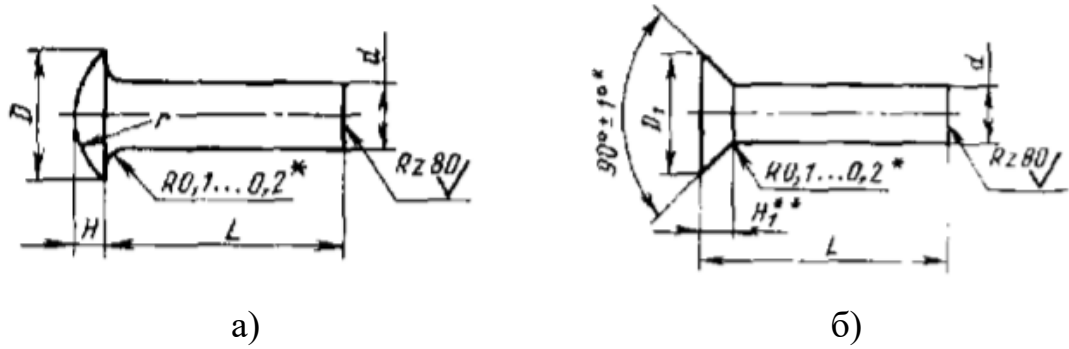


Рисунок 2.9 – Вимоги до заклепок: а) з напівкруглою голівкою; б) з прихованою голівкою.

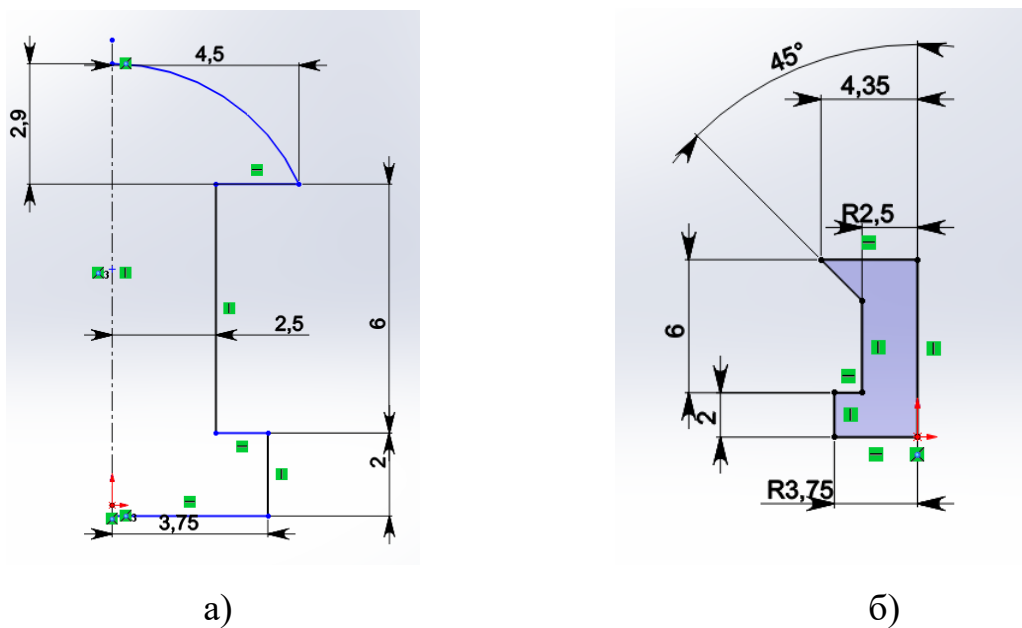


Рисунок 2.10 – Ескіз заклепки: а) з напівкруглою заклепкою; б) з прихованою заклепкою.

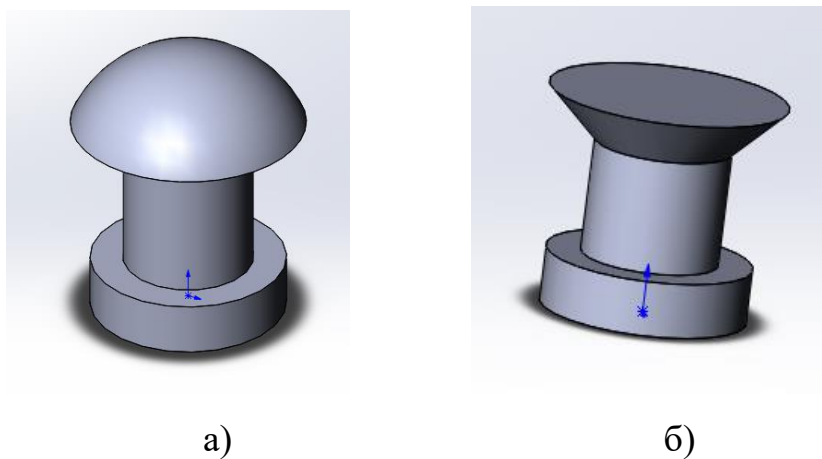


Рисунок 2.11 – Тривимірна модель заклепки: а) з напівкруглою голівкою; б) з прихованою голівкою.

2.3 Геометричне моделювання силових елементів літака

Для закріплення пластин вздовж повздовжньої осі конструкції літака було використано стрингери, а для закріплення вздовж поперечної осі – шпангоут. Модель стрингера (рис. 2.12) було побудовано згідно з ГОСТ 13622-91. Розміри шпангоута не регламентуються відомими нормативними документами, а у вільному доступі є лише вигляд його перерізу (рис. 2.13). Даного вигляду достатньо для подальшого моделювання, адже даний конструктивний елемент не відіграє важливу роль у роботі, а лише слугує для жорсткого закріплення пластини. Тому приймемо, що його висота – 50 мм, товщина основної стінки – 11 мм, товщина підкладки – 3мм., ширина підкладки 50мм.

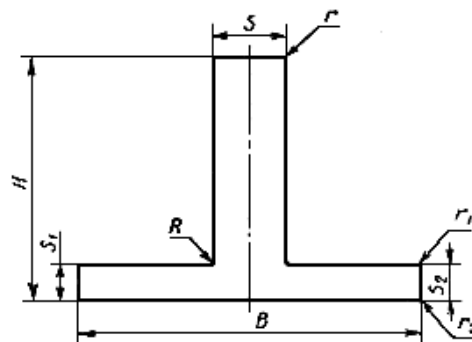


Рисунок 2.12 – Вимоги до побудови стрингера

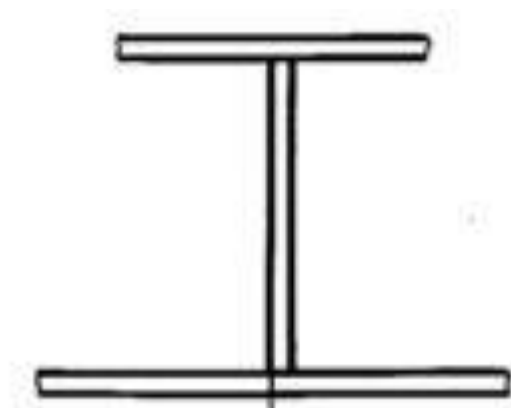


Рисунок 2.13 – Профіль шпангоута

Для побудови тривимірної моделі стрингера (рис. 2.14, б) довжиною 1000 мм, необхідно використати функцію «Вытянутая бобышка» після вибору необхідного ескізу (рис. 2.14, а).

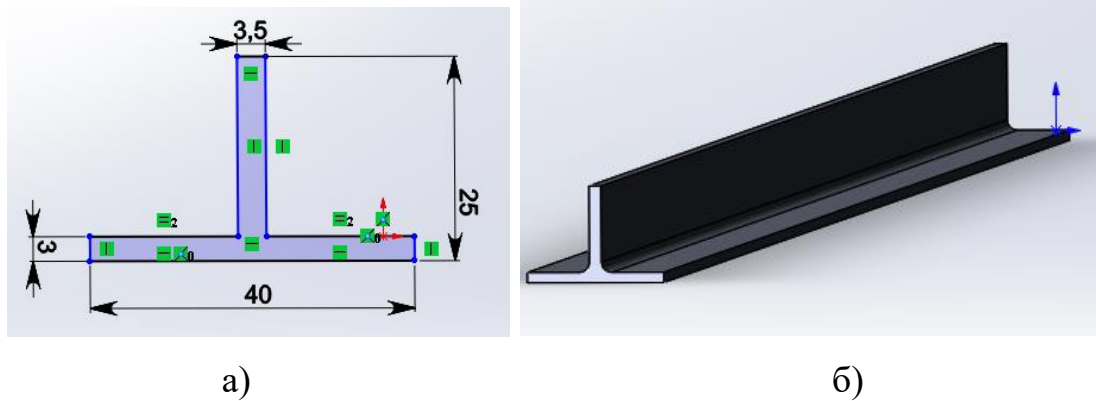


Рисунок 2.14 – Модель стрингера: а) Ескіз стрингера; б) Тривимірна модель стрингера.

Для побудови тривимірної моделі шпангоута (рис. 2.15, б) довжиною 800 мм, необхідно використати функцію «Вытянутая бобышка» після вибору необхідного ескізу (рис. 2,15, а).

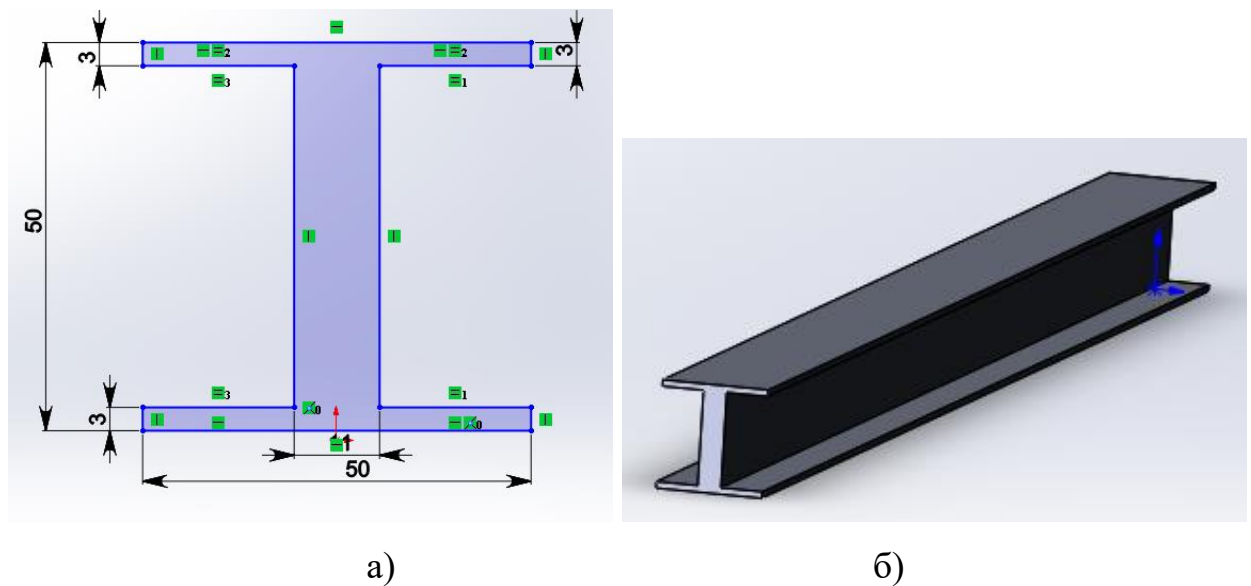


Рисунок 2.15 – Модель шпангоута: а) Ескіз шпангоута; б) Тривимірна модель шпангоута.

Так, як стрингери проходять через весь фюзеляж, у шпангоуті необхідно вирізати в місцях стикування профіль стрингера. Для цього необхідно створити новий ескіз (рис. 2.16, а) на боковій стінці шпангоута та за допомогою команди «Вытянутый вырез» вирізати профіль стрингера (рис 2.16, б).

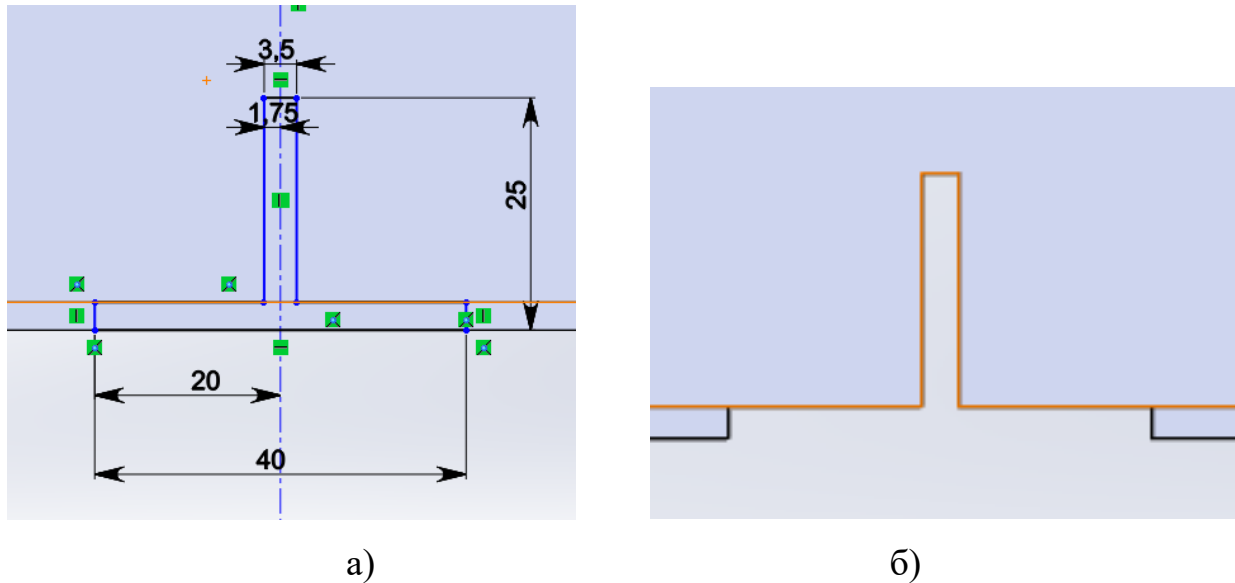


Рисунок 2.16 – Створення вирізу під стрингер: а) Ескіз профілю стрингера на площині шпангоута; б) Результат використання команди «Вытянутый вырез»

2.4 Створення складальної одиниці пластини з заклепками

Наступним кроком побудови геометричної моделі являється створення пластини з заклепками (рис. 2.18). Для цього необхідно в програмному середовищі Solidworks створити новий файл складальної одиниці. Після чого за допомогою команди «Вставить компоненты» треба на робоче поле винести всі елементи які необхідні для подальшого моделювання (рис. 2.17).

Налаштування масиву залишаються такими ж, які були використані при побудові отворів в пластині (рис. 2.7).

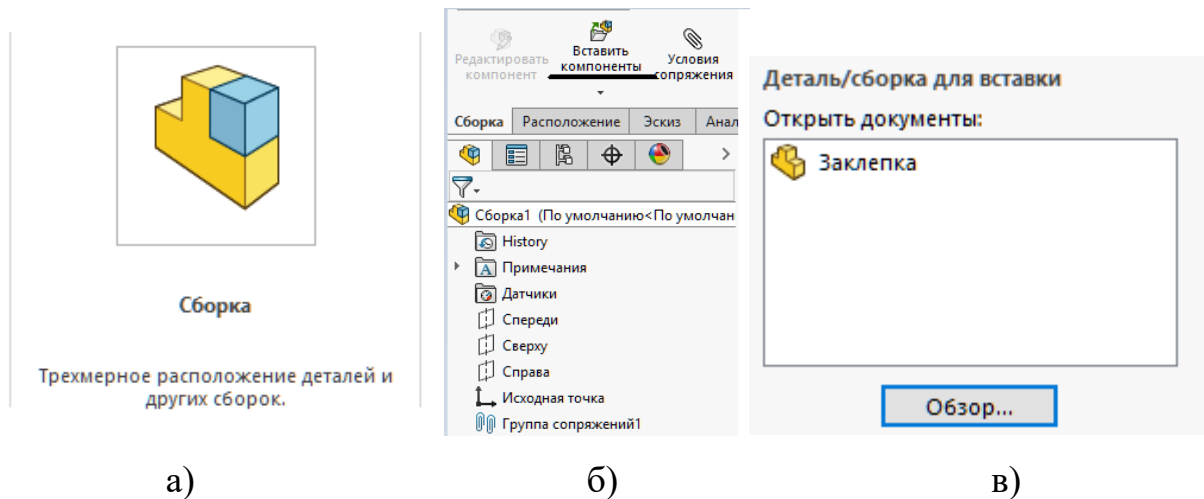


Рисунок 2.17 – Алгоритм створення складальної одиниці

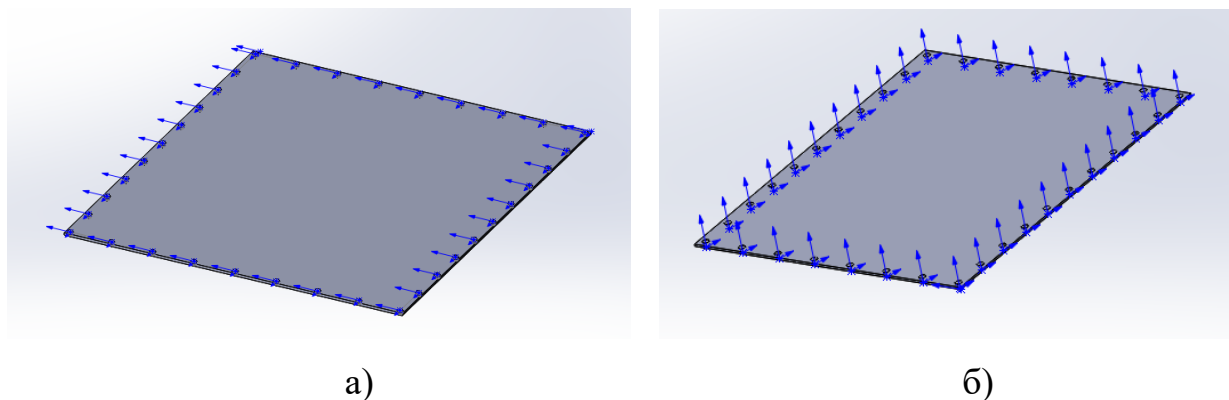


Рисунок 2.18 – Пластина з заклепками: а) Пластина з заклепками з напівкруглою голівкою; б) Пластина з прихованими заклепками.

2.5 Створення складальної одиниці з чотирьох елементів обшивки з'єднаних за допомогою заклепок до силових елементів конструкції

Останнім кроком у побудові геометричної моделі являється створення моделі чотирьох елементів обшивки приклепаних до стрингерів та шпангоутів. Так, як для пластини з заклепками з напівкруглою голівкою та з прихованою голівкою принцип побудови не змінюється, розглянемо лише для пластини з заклепками з напівкруглою голівкою. Для цього на робоче поле виносимо чотири пластини з заклепками, які були з'єднані між собою в пункті 2.4 цього розділу (рис. 2.19).

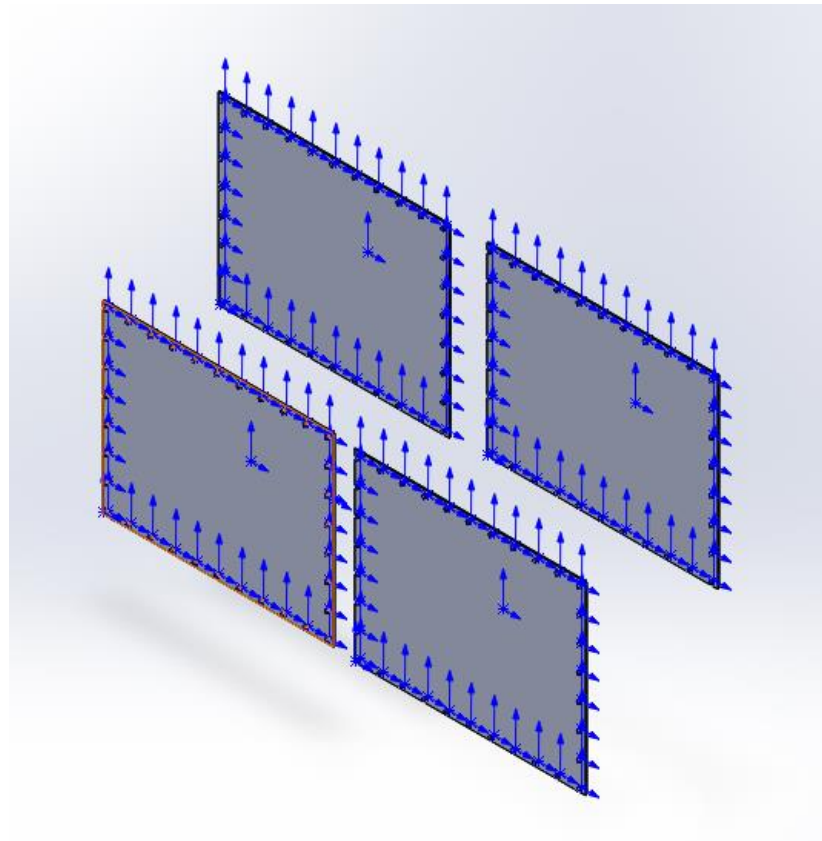


Рисунок 2.19 – Чотири пластини з заклепками

Після чого необхідно стикувати між собою 4 пластини за допомогою вбудованих взаємозв'язків. Для цього на панелі інструментів оберемо функцію «Условия сопряжения» (рис. 2.20)

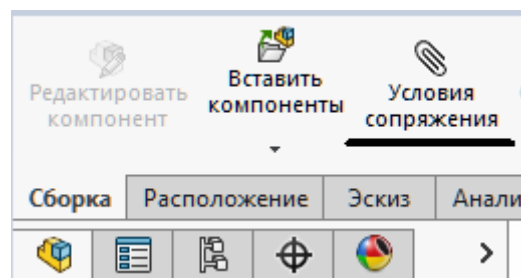


Рисунок 2.20 – Функція «Условия сопряжения»

У вікні налаштувань, що відкрилось (рис. 2.21, а) необхідно вказати площини, які треба між собою стикувати. Після вибору площин, вони мають підсвітитися синім кольором, а у вікні налаштувань «Условия сопряжения» вони мають відобразитися у полі «Выбор сопряжений» (рис 2.21, б).

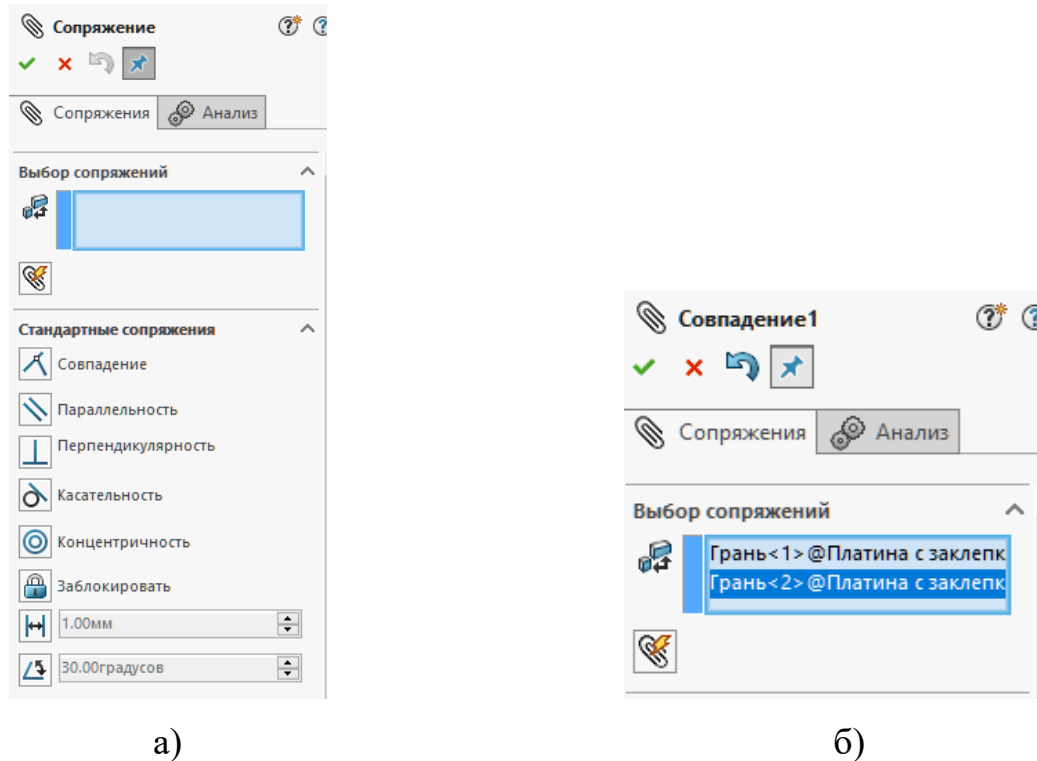


Рисунок 2.21 – Вікно налаштувань з'днань: а) Загальний вигляд вікна;
б) Відображення обраних площин.

Далі необхідно вибрати тип з'єднання у полі «Стандартные сопряжения». У даному випадку необхідно обрати тип з'єднання «Совпадение». Даний вид з'єднання дозволяє закріпити обрані площини в стик або внахлест, для цього необхідно обрати один із варіантів у вікні «Выровняют сопряжения» (рис. 2.22).

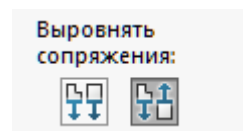
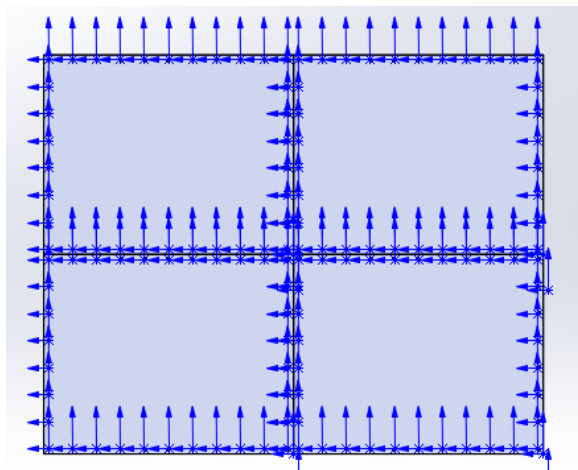
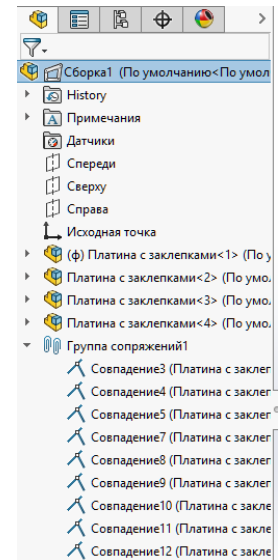


Рисунок 2.22 – Вікно налаштувань «Выровняют сопряжения»

Після декількох операцій з пластинами, було отримано модель стикованих між собою пластин з заклепками (рис. 2.23, а). А у браузері, який знаходить на робочому полі зліва, можна переглянути, редагувати або видалити необхідний тип з'єднання (рис. 2.23, б).



а)



б)

Рисунок 2.23 – Складальна одиниця: а) модель чотирьох елементів обшивки з заклепками; б) браузер для редувагування моделі

Після чого необхідно за допомогою вбудованих взаємозв'язків відтворити закріплення чотирьох елементів обшивки до силових елементів конструкції (шпангоутів та стрингерів) за допомогою заклепок (рис. 2.24).

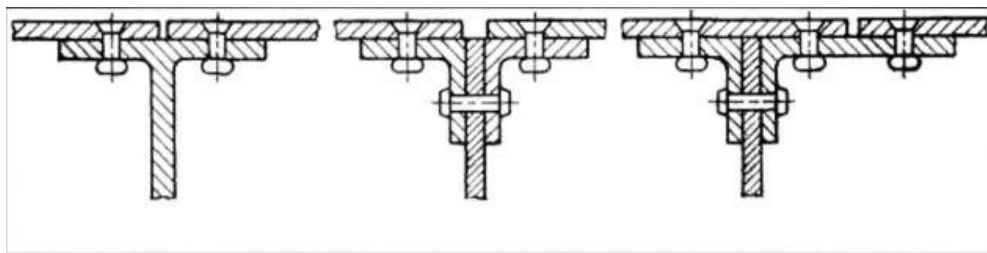


Рисунок 2.24 – Загальний вигляд закріплення листів до силових елементів

Для цього необхідно вставити у модель стрингери та шпангоути, їх необхідно розмістити в місцях стикування пластин. Для цього скористаємось типом взаємозв'язку «Совпадение», а для необхідного позиціонування оберемо пункт «расстояние», в якому необхідно вказати відстань, на яку треба змістити обрану площину від базової. У даному випадку для виставки

центрального шпангоута необхідно змістити площину основної стінки відносно торця пластини на 475 мм (рис. 2.25). За таким же принципом необхідно розмістити інші силові елементи.

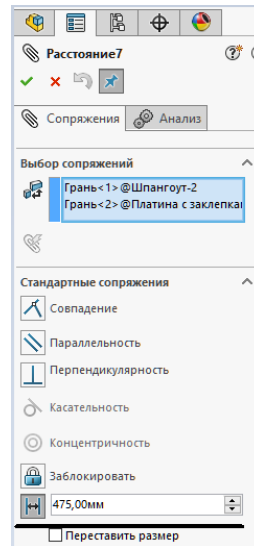
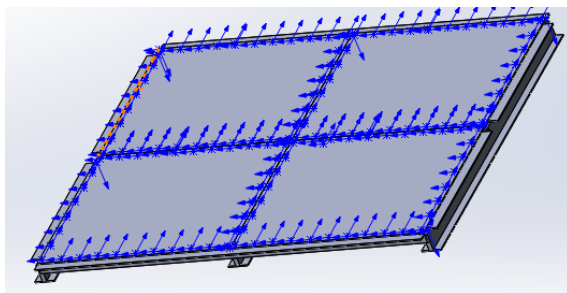
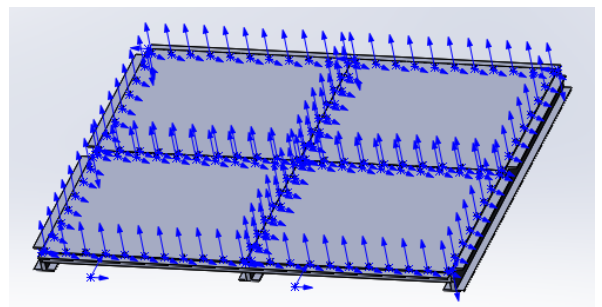


Рисунок 2.25 – Позиціонування силових елементів за допомогою функції «расстояние»

Після декількох операцій отримаємо кінцеву геометричну модель чотирьох елементів обшивки літака приєднаних до силових елементів конструкції (шпангоутів та стрингерів) за допомогою заклепок (рис. 2.26).



а)



б)

Рисунок 2.26 – Кінцева геометрична модель елемента обшивки літака з силовими елементами закріплених за допомогою: а) заклепок з напівкруглою голівкою; б) потаємних заклепок.

2.6 Створення геометричної моделі повітря

Для подальшого імітаційного моделювання необхідно створити геометричну модель повітря. Дана геометрична модель представляє собою паралелепіпед у якого ширина та довжина відповідає геометричній моделі складальної одиниці чотирьох елементів обшивки з силовими елементами, які приєднані за допомогою заклепок (пункт 2.5 даного розділу). Висота паралелепіпеда не відіграє майже ніякої ролі у дослідженні, тому приймемо, що висота дорівнює 100мм. На одній зі сторін паралелепіпеда, довжина та ширина якого відповідає аналогічним показникам складальної одиниці чотирьох елементів обшивки, необхідно зробити відбиток голівки заклепок. Для цього скористаємось програмним середовищем Inventor. Створимо новий файл складальної одиниці, на панелі інструментів необхідно натиснути комірку «Создать», у вікні що відкрилось обираємо пункт «Сборка 2D – и 3D компонентов» і два рази натиснувши лівою клавішею мишки на значок «Обычный.iam» буде створено новий файл складальної одиниці (рис. 2.27).

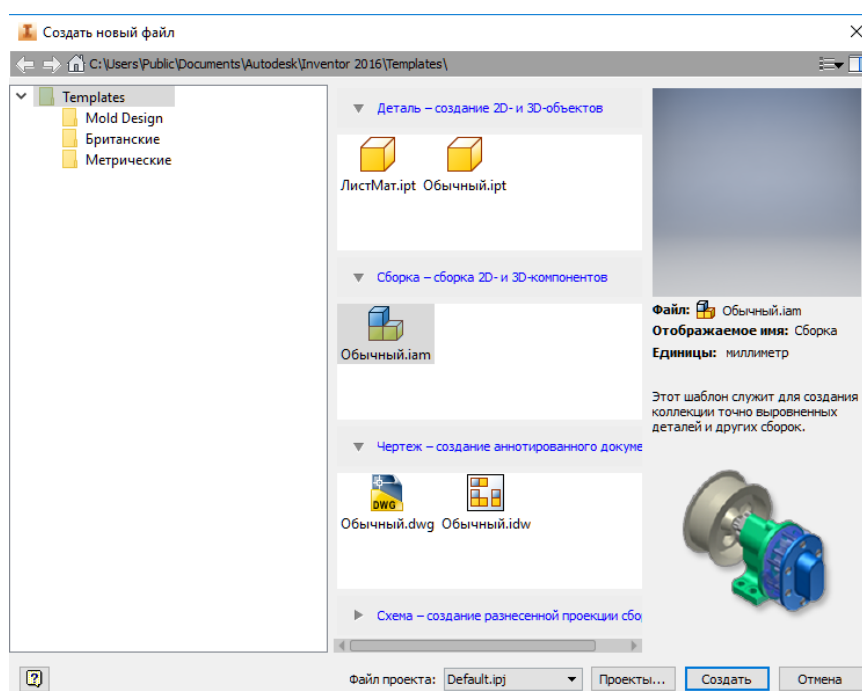
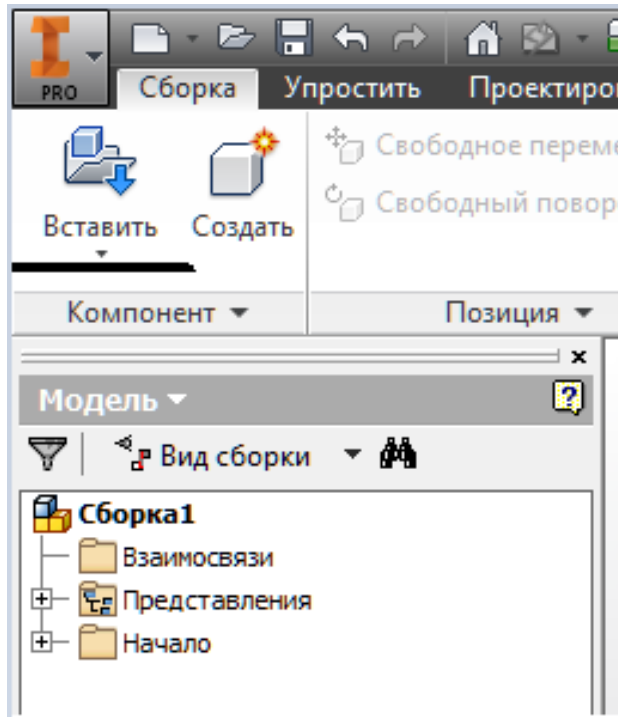
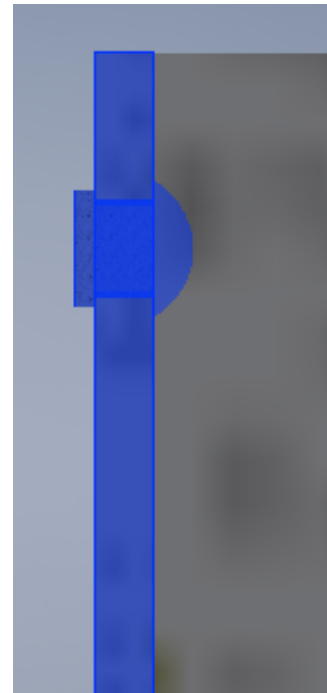


Рисунок 2.27 – Створення складальної одиниці в програмному середовищі «Inventor»

Далі необхідно додати модель складальної одиниці чотирьох елементів обшивки з заклепками та геометричну модель повітря, за допомогою функції «Вставити» (рис. 2.28, а). Після чого необхідно сумістити моделі так, щоб голівки заклепок перетиналися з площиною паралелепіпеда (рис. 2.28, б).



а)



б)

Рисунок 2.28 – Об'єднання моделей: а) функція «Вставити»; б) вимоги до розташування пластини з заклепками в паралелепіпеді

Далі обов'язково треба зберегти файл. Після збереження необхідно розгорнути у вікні браузера пункт «Представления», у розгорнутому вікні натиснути правою клавішею миші на пункт «Уровень детализации», у вікні, що відкрилося натиснути «Новая подстановка» після чого натиснути «Заимствование сборки» (рис. 2.29). Далі у вікні, що відкрилося (рис. 2.30) необхідно вказати ім'я файлу, його шаблон (листовий матеріал, або твердотільний (обычный), у даному випадку обираємо «Обычный») та місце для збереження нового файлу.

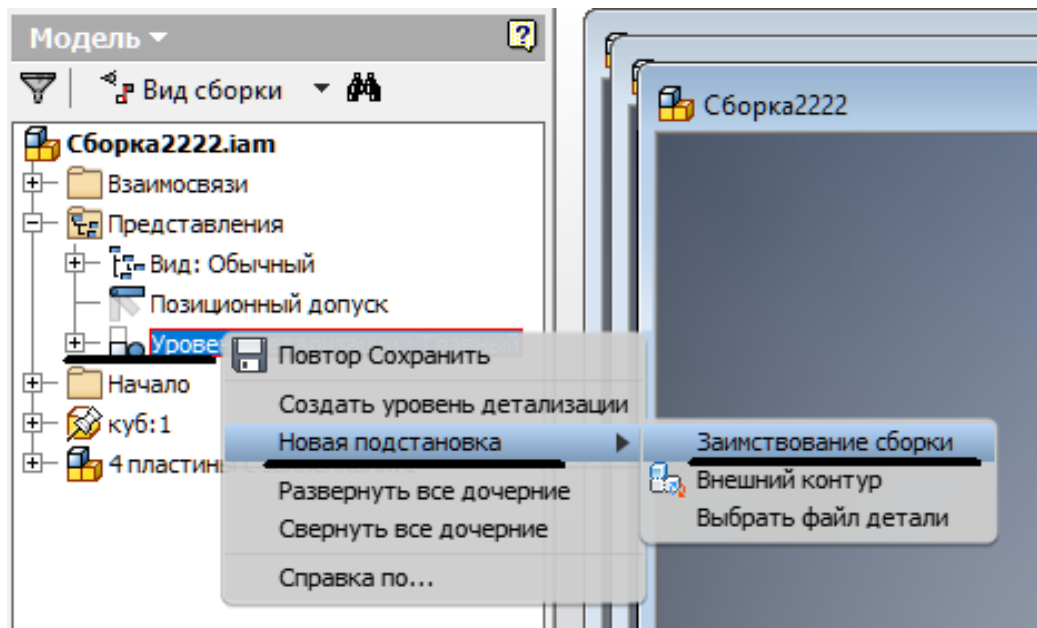


Рисунок 2.29 – Алгоритм виконання зліпку

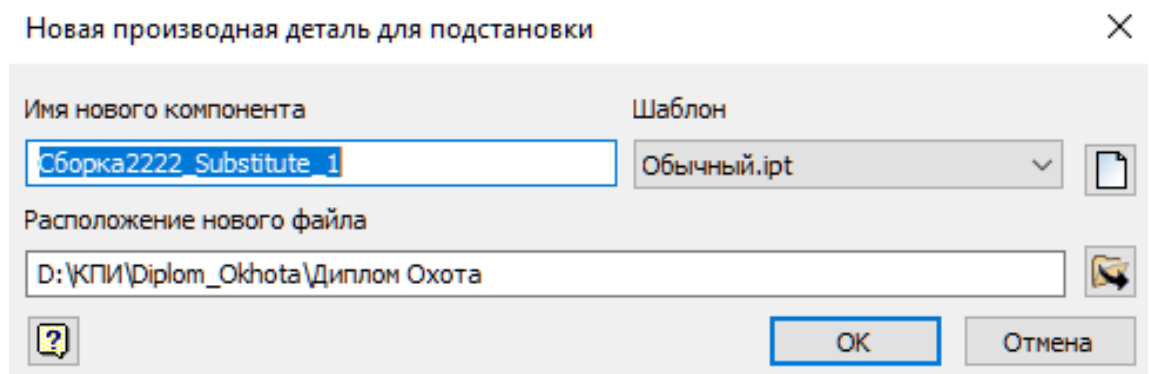
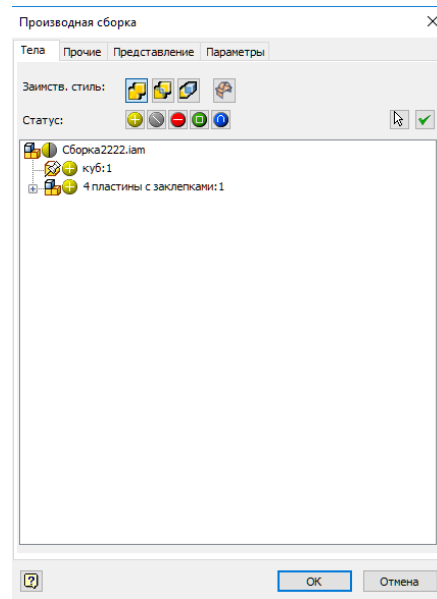
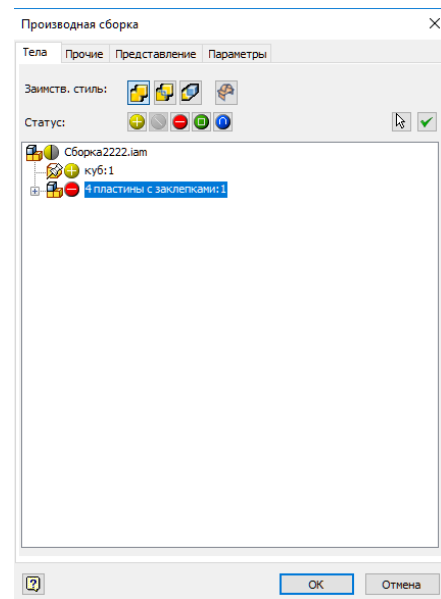


Рисунок 2.30 – Збереження моделі повітря

Після чого відкривається вікно (рис.2.31, а) в якому необхідно вибрати елемент який буде видавлений, у розглянутому випадку це «4 пластины с заклепками», для цього треба натиснути на зелений хрестик, що стоїть перед назвою елемента, обравши елемент, зелений хрестик змінюється на червоний мінус (рис. 2.31, б). Після натиснення комірки «Ок», буде отримано готову геометричну модель повітря для чотирьох елементів обшивки літака з заклепками з напівкруглою голівкою. Так, як елемент обшивки з прихованими заклепками не має випуклої закладної голівки, то геометрична модель повітря являє собою звичайний паралелепіпед, з плоскими гранями (рис. 2.32).

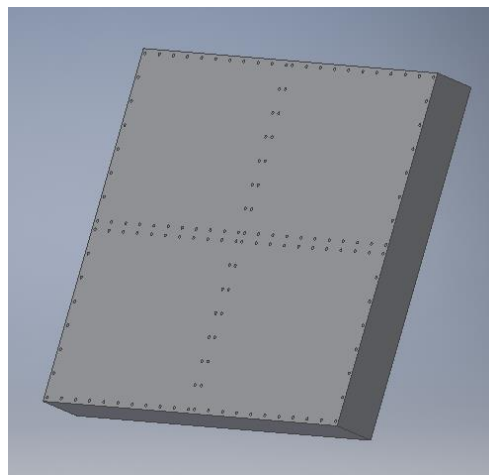


а)

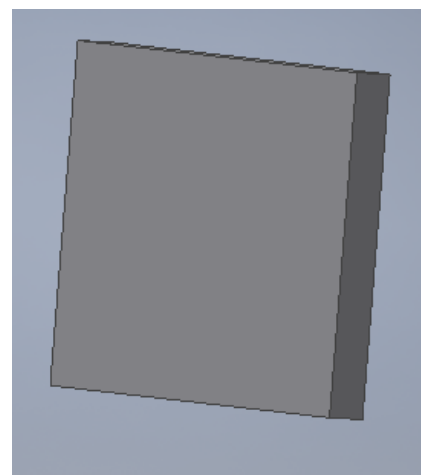


б)

Рисунок 2.31 – Вікно елементів видавлення: а)Налаштування за замовчуванням; б) Необхідні налаштування



а)



б)

Рисунок 2.32 – Геометрична модель повітря: а) для моделі з заклепками зі напівкруглими голівками; б) для моделі з прихованими заклепками

Останнім етапом є створення складальної одиниці чотирьох елементів обшивки літака з'єднаних з силовими елементами конструкції за допомогою заклепок та моделі повітря. Для цього скористаємось вбудованими

взаємозв'язками SolidWorks. Кінцева геометрична модель зображена на рис. 2.33.

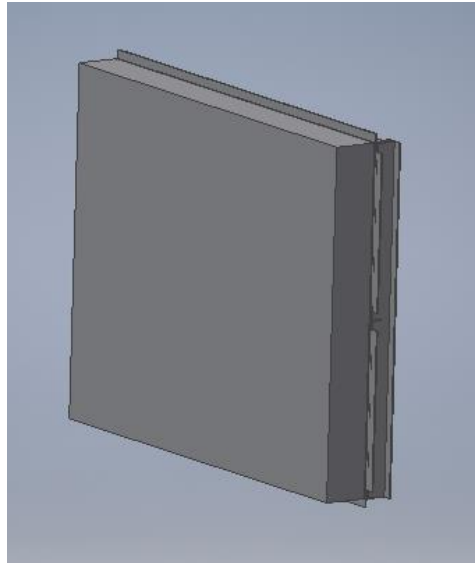


Рисунок 2.33 – Геометрична модель повітря та складальної одиниці обшивки літака з силовими елементами конструкції

Висновки до розділу 2

У даному розділі було побудовано:

1. геометричні моделі:

- пластини обшивки літака;
- заклепки з напівкруглою голівкою;
- заклепки з прихованою голівкою;
- силових елементів (стрингера та шпангоута);
- повітряного середовища (для заклепок з напівкруглою голівкою);
- повітряного середовища (для заклепок з прихованою голівкою).

2. складальні одиниці:

- чотирьох пластин обшивки літака з'єднаних з силовими елементами за допомогою заклепок з напівкруглою голівкою;

- чотирьох пластин обшивки літака з'єднаних з силовими елементами за допомогою заклепок з прихованою голівкою;
- чотирьох пластин обшивки літака з'єднаних з силовими елементами за допомогою заклепок з напівкруглою голівкою та моделі відповідного повітряного середовища;
- чотирьох пластин обшивки літака з'єднаних з силовими елементами за допомогою заклепок з напівкруглою голівкою та моделі відповідного повітряного середовища.

РОЗДІЛ 3

ІМІТАЦІЙНЕ МОДЕЛЮВАННЯ ВІТРОВОГО НАВАНТАЖЕННЯ НА ОБ'ЄКТ ДОСЛІДЖЕННЯ

У кожного об'єкта є свій нормативний термін експлуатації. Після закінчення цього терміну існує велика імовірність виходу конструкції з ладу. Але об'єкти можуть руйнуватися не тільки після закінчення нормативного терміну експлуатації. Причинами руйнування можуть бути як технологічні, так і експлуатаційні фактори. Під час польоту на літак діє динамічне вітрове навантаження, що в свою чергу викликає втомні коливання елемента обшивки літака. У місцях з найбільшою концентрацією напружень велика імовірність появи пошкоджень, що можуть спричинити деформацію заклепки або появи тріщин.

У даному розділі буде наведено методику побудови розрахункової моделі для дослідження напружено-деформованого стану елемента обшивки літака за допомогою програмного забезпечення ANSYS Workbench.

Для дослідження елемента обшивки літака в умовах динамічних збурень необхідно провести імітаційне моделювання, за результатами якого можливо дослідити вплив вітрового навантаження на елемент обшивки закріплений до силового каркасу за допомогою заклепок різної форми.

3.1 Моделювання вітрового навантаження на об'єкт дослідження

3.1.1 Методика побудови розрахункової моделі елемента обшивки літака у середовищі програмного комплексу ANSYS Workbench

Для моделювання вітрового навантаження на пластину літака будемо використовувати шаблон Fluid Flow (CFX). Для цього подвійним кліком лівої

кнопки мишки або перетягуванням необхідно помістити модуль (шаблон) у вікно проекту.

Структура більшості модулів містить сім блоків, але даний модуль (рис. 3.1) складається з шести наступних блоків:

Fluid Flow (CFX) – назва модуля;

Geometry – блок створення/редагування геометричної моделі;

Mesh – блок формування скінчено-елементної сітки;

Setup – блок попередніх установок таких, як граничні умови та матеріал;

Solution – розрахунковий блок;

Results – блок відображення результатів моделювання.

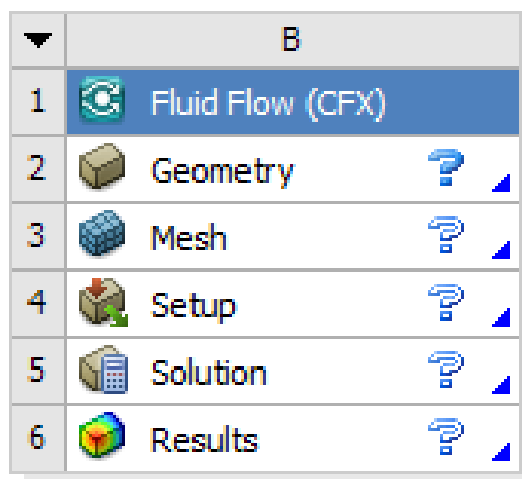


Рисунок 3.1 – Структура шаблону Fluid Flow (CFX)

Кожний пункт структури потрібно виконувати послідовно, починаючи з блоку *Geometry* (*Геометрія*). Цей блок дозволяє створити або завантажити раніше виконану геометрію для подальшого аналізу. Створена геометрія (рис. 3.2) представляє собою складальну одиницю, яка складається з геометричної моделі повітря та складальної одиниці чотирьох елементів літака з'єднаних за допомогою заклепок до силової конструкції.

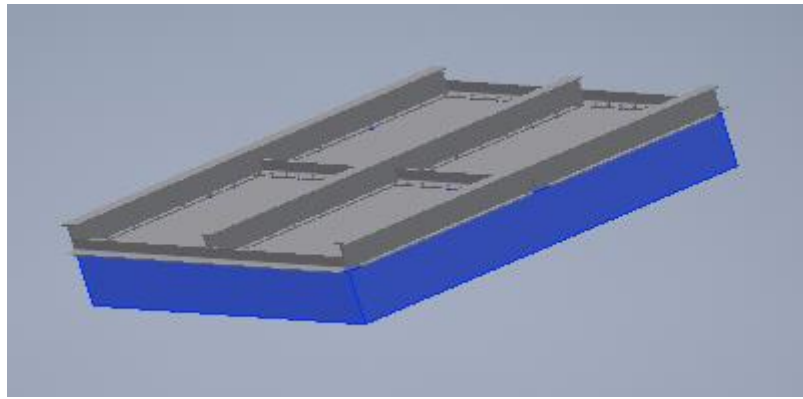


Рисунок 3.2 – Модель

Щоб завантажити геометрію потрібно натиснути на блок *Geometry* правою клавішею мишки та вибрати пункт *Import Geometry* та *Browse* (рис. 3.3).

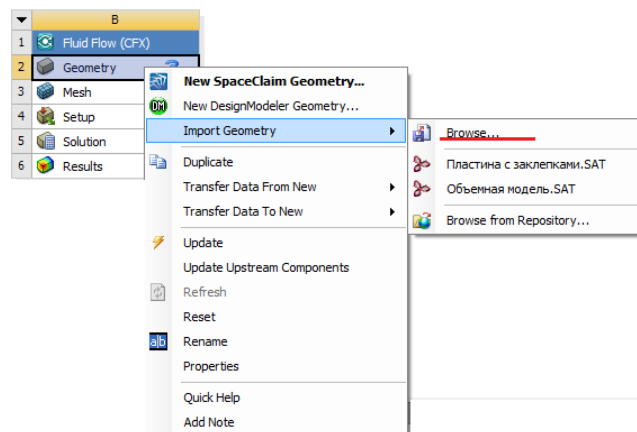


Рисунок 3.3 – Імпорт файлу геометричної моделі

При успішному імпорті деталі, біля блоку *Geometry* відображається зелена галочка.

Для моделювання вітрового навантаження буде достатньо лише геометричної моделі повітря. Щоб видалити з поточного моделювання складальну одиницю чотирьох елементів літака, з'єднаних за допомогою заклепок до силовій конструкції, необхідно перейти в блок *Mesh*, у браузері блоку обрати пункт *Geometry* (рис. 3.4, а), після чого відкриється список

геометричних моделей, вибравши геометричну модель повітря необхідно натиснути на неї правою клавішею мишки та вибрати пункт «*Suppress All Other Bodies*» (рис. 3.4, б). У результаті отримаємо лише геометричну модель повітря (рис. 3.5).

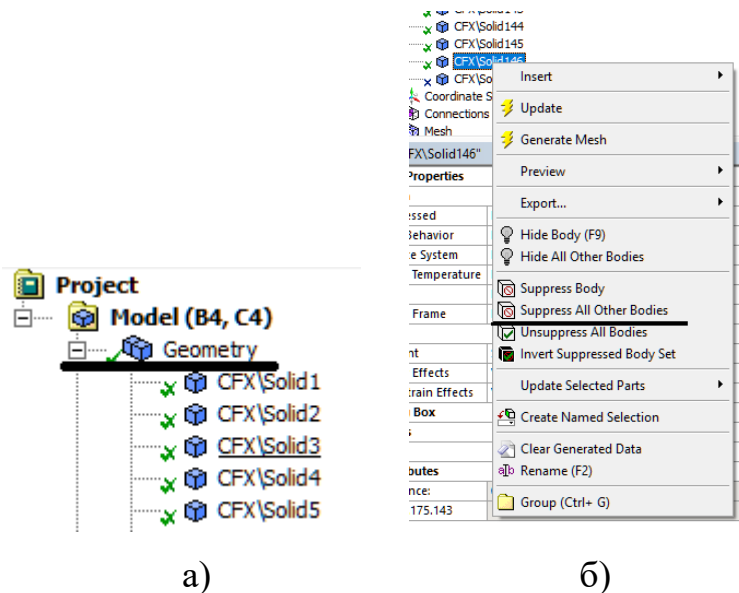


Рисунок 3.4 – Подавлення непотрібної геометрії

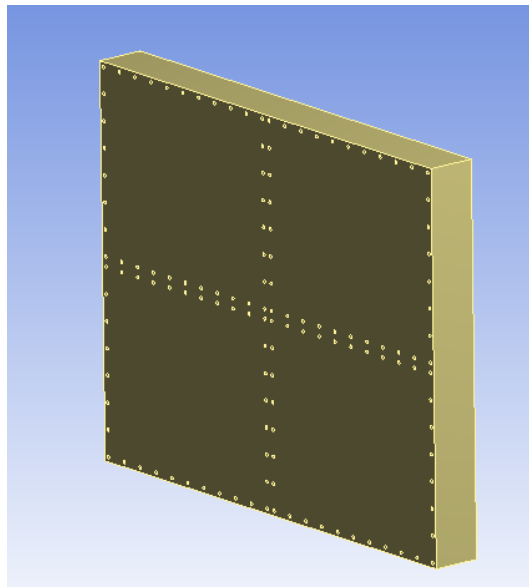


Рисунок 3.5 – Геометрична модель повітря

Наступний крок – створення скінченно-елементної сітки. Перед побудовою сітки потрібно вибрати її розміри або в її налаштуваннях обрати

функцію *Adaptive*. Функція *Adaptive* будує сітку за певним алгоритмом, не всі налаштування якого доступні користувачу. У даному випадку налаштування блоку «Mesh» показані на рис. 3.5. Після цього за допомогою кнопки на панелі інструментів (рис. 3.6, а) або контекстного меню (рис. 3.6, б) можна розпочати побудову сітки. Результат зображено на рис. 3.7. У результаті побудови сітки було створено 112679 вузлів та 588326 скінченних елементів.

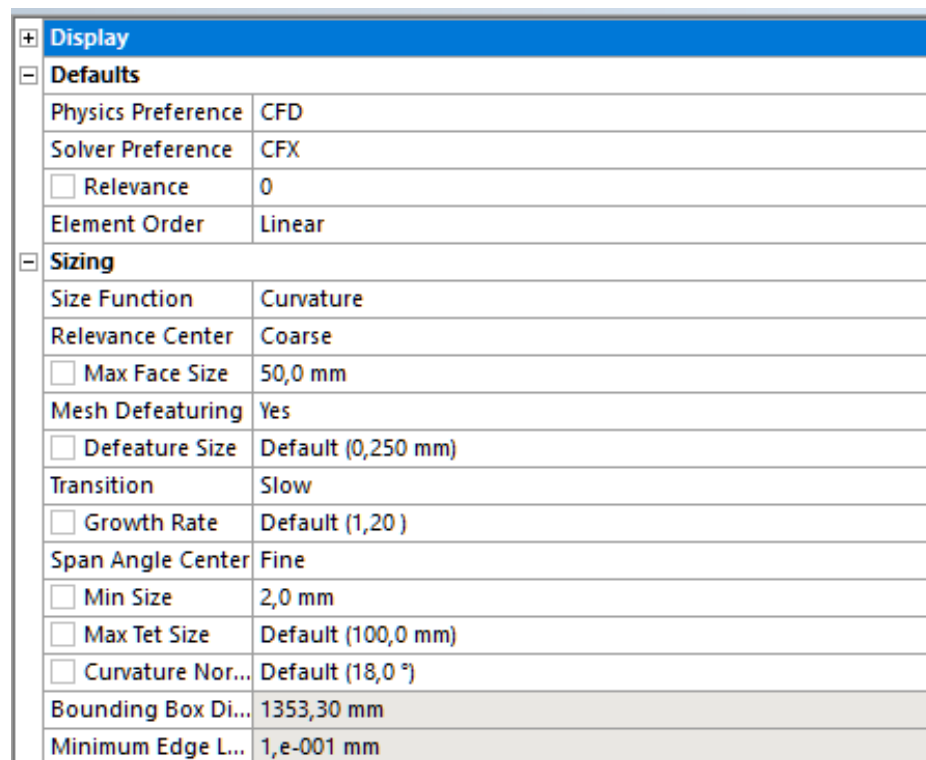
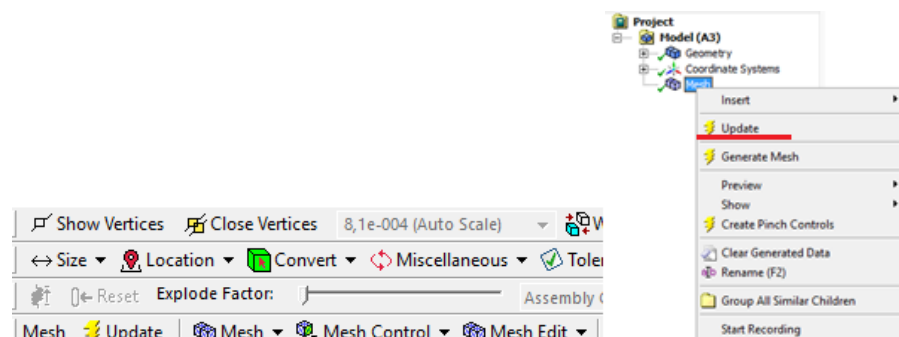


Рисунок 3.5 – Налаштування блоку «Mesh»



а)

б)

Рисунок 3.6– Початок побудови сітки: а) через панель інструментів; б) за допомогою контекстного меню

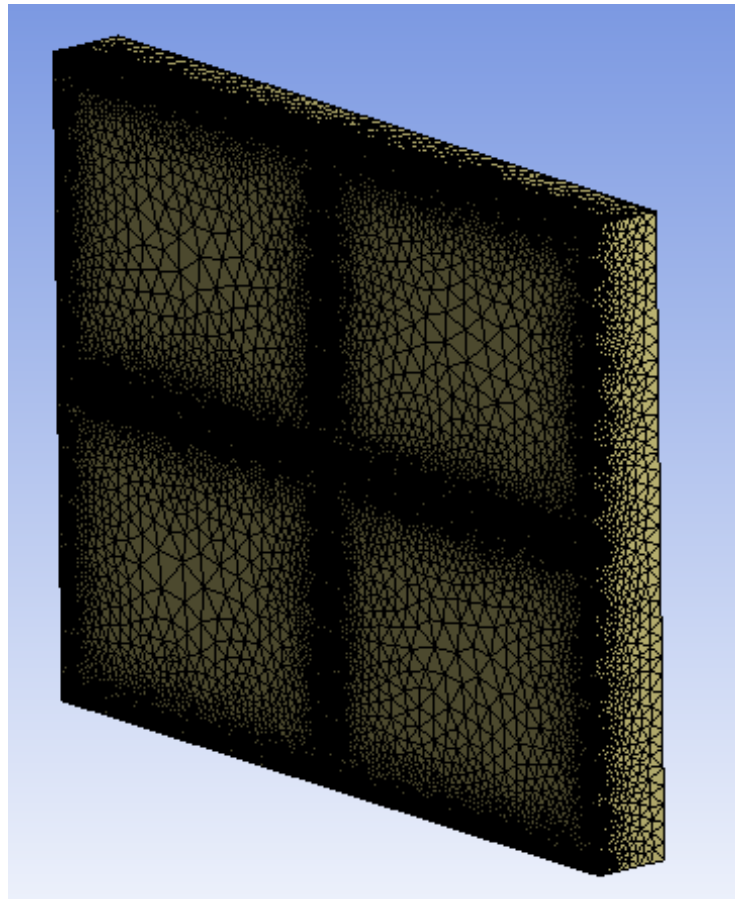


Рисунок 3.7 – Результат побудови сітки

У блоці *Setup* (рис. 3.8, а) потрібно задати необхідні для розрахунку граничні умови (рис. 3.8, в), а також матеріал моделі.

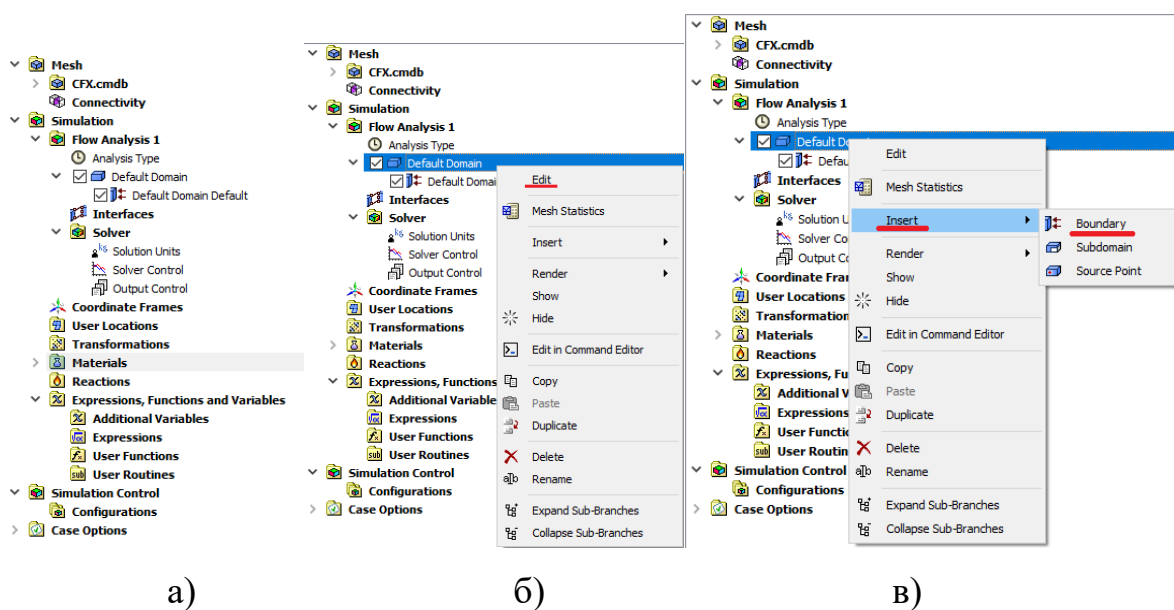


Рисунок 2.18 – Інтерфейс блоку Setup

Для вибору матеріалу необхідно правою клавішею мишки натиснути на розділ *Default Domain* та вибрати пункт *Edit* (рис. 3.8, б). У відкритому меню необхідно знайти пункт *Material*, в якому потрібно вибрати необхідний матеріал (у даному випадку Air at 25°C) (рис. 3.9).

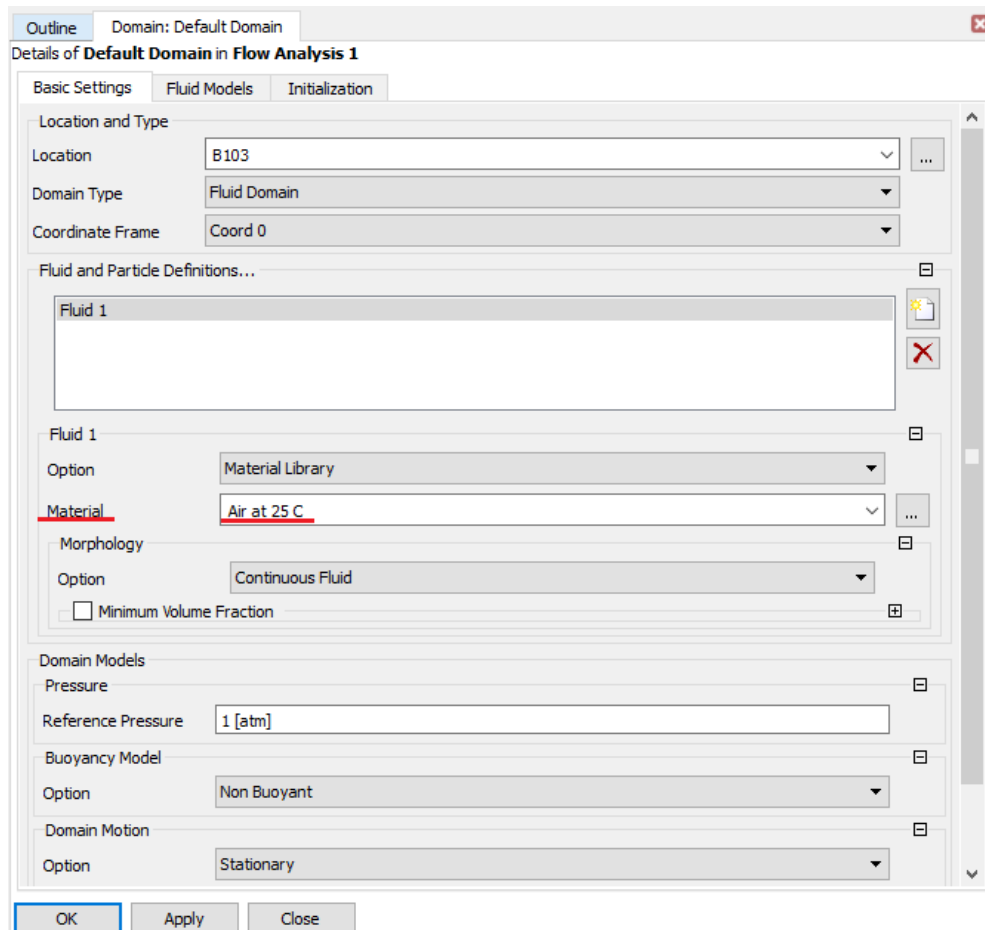


Рисунок 3.9 – Вікно налаштувань Default Domain

Задамо граничні умови для поставленої задачі, для цього потрібно виділити площину та задати вхідні налаштування (рис 3.10). Модуль гідрогазодинаміки дозволяє працювати з наступними граничними умовами:

Wall (стінка) – гранична умова, яка запобігає проникненню рідини через обрані поверхні;

Inlet (вхід) – гранична умова, яка задає початок потоку рідини;

Outlet (односторонній вихід) – гранична умова, яка дозволяє одностороннє проникнення рідини через обрані поверхні;

Symmetry (симетрія) – гранична умова, яка симетрично відображає вибрані поверхні;

Opening (двосторонній вихід) – гранична умова, яка дозволяє двостороннє проникнення рідини через обрані поверхні.

Із описаних граничних умов використаємо Inlet, Opening та Wall. Графічне зображення граничних умов зображено на рис 3.11.

У вікні налаштувань граничної умови Inlet виберемо:

Flow Regime (Subsonic) – вектор вхідної величини діє по нормальній до вибраної поверхні.

Mass and Momentum (Normal Speed) – вид вхідного навантаження. Можливі варіанти: Static Pressure, Total Pressure, Mass Flow Rate, Cylindrical Velocity, Components Cartesian Velocity Components.

Turbulence (Medium (Intensity = 5%)) – турбулентність. Можливі варіанти: Low (Intensity = 1%), Medium (Intensity = 5%), High (Intensity = 10%).

У вікні налаштувань граничної умови Opening виберемо:

Flow Regime (Subsonic) – вектор вхідної величини діє по нормальній до вибраної поверхні.

Mass and Momentum (Opening Pressure and Direction) – коли потік рідини направлений в домен (область паралелепіпеда), значення тиску приймається рівним загальному тиску, коли потік направлений в домен, значення тиску приймається рівним статичному тиску. Можливі варіанти: Opening Pressure and Direction, Cylindrical Velocity Components, Static Pressure and Direction, Cartesian Velocity Components.

Flow Direction (Normal to Boundary Condition) – напрямлення потоку по нормалі. Можливі варіанти: Cartesian Components, Cylindrical Components.

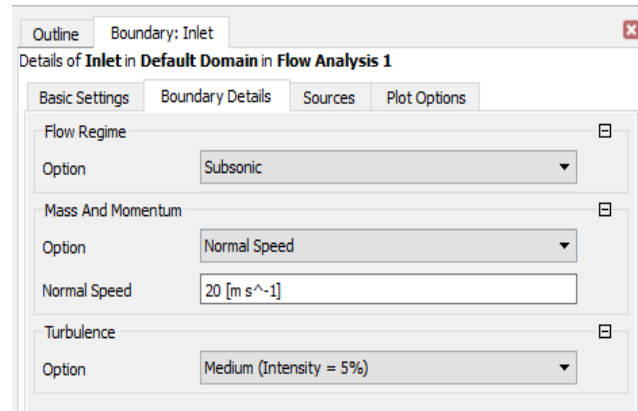
Turbulence (Medium (Intensity = 5%)) – турбулентність. Можливі варіанти: Low (Intensity = 1%), Medium (Intensity = 5%), High (Intensity = 10%).

У вікні налаштувань граничної умови Wall виберемо:

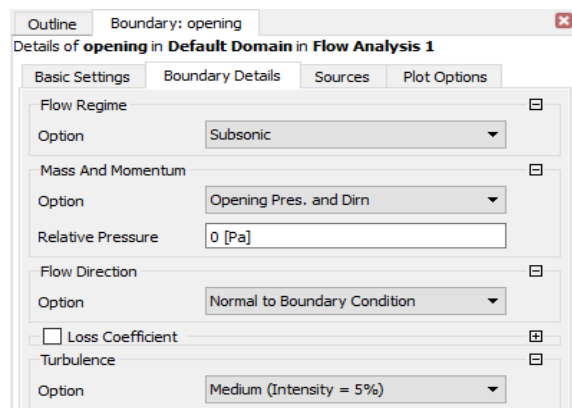
Mass and Momentum (No Slip Wall) – після контакту рідини зі стіною, рідина приймає швидкість стіни (для задання швидкості стіни необхідно

поставити галочку в відповідному вікні (рис 2.20, в)). Можливі варіанти: No Slip Wall, Free Slip Wall, Specified Shear.

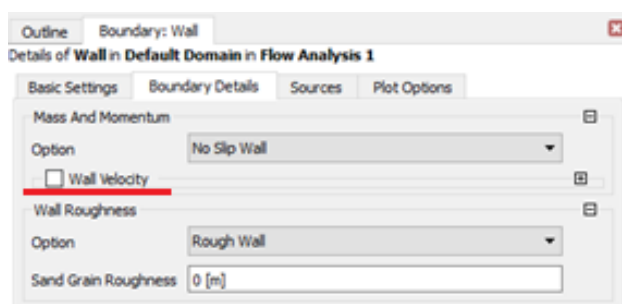
Wall Roughness (Rough Wall) – поверхня стіни має шорстку поверхню, в полі що знаходиться нижче необхідно вказати шорсткість поверхні. Можливі варіанти: Rough Wall, Smooth Wall.



а)

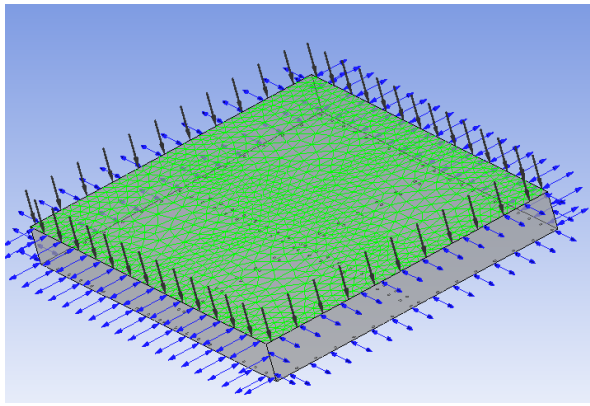


б)

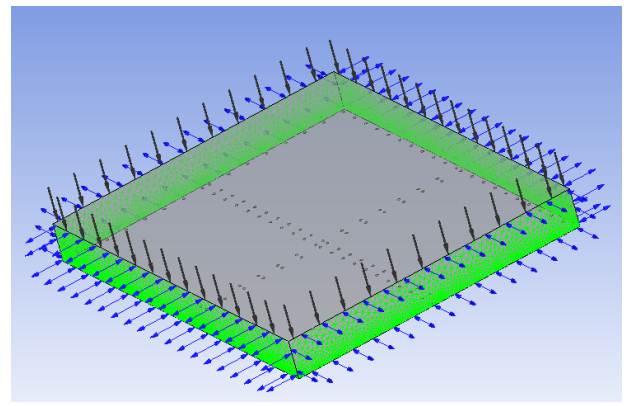


в)

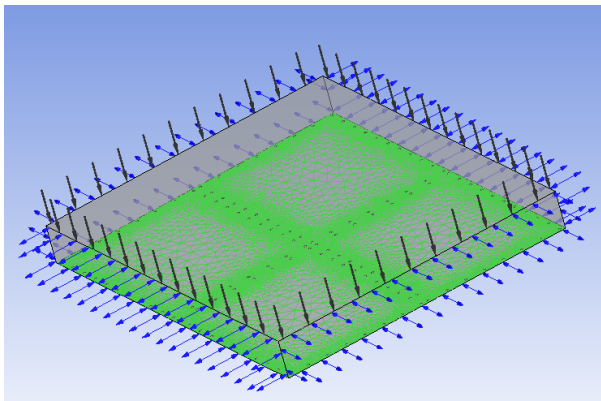
Рисунок 3.10 – Налаштування граничних умов типу: а) Inlet; б) Opening; в) Wall



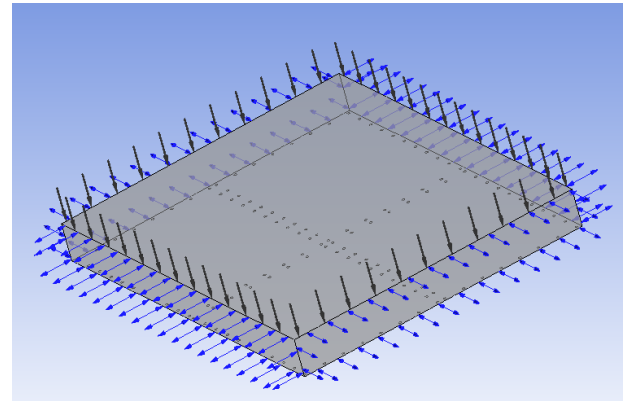
а)



б)



в)



г)

Рисунок 3.11 – Графічне зображення граничних умов : а) Inlet; б) Opening; в) Wall; г) Повна розрахункова модель

Таким чином, було виконано імітаційне моделювання елемента обшивки літака в умовах динамічних збурень (вітрове навантаження зі швидкістю 20м/с, турбулентність $\pm 5\%$ від максимуму). Для початку виконання розрахунку необхідно натиснути правою клавішею мишки на блок *Solution* та вибрати пункт *Update*.

3.2 Моделювання напружено-деформованого стану об'єкта дослідження

Основою для проведення сполученого аналізу рідина конструкція є результати дії вітрового навантаження на об'єкт, що слугують вхідним даними для подальшого структурного аналізу.

Першим етапом створення імітаційної моделі є передача результатів моделювання з шаблону «Fluid Flow» до нового шаблону Static Structural, для цього необхідно в шаблоні Fluid Flow натиснути правою клавішею мишки на блок Solution і обрати пункт «Transfer Data To New» (рис. 3.12). Після чого створюється сполучений шаблон Static Structural до якого за допомогою з'єднувальних ліній передаються необхідні вхідні дані (рис 3.13).

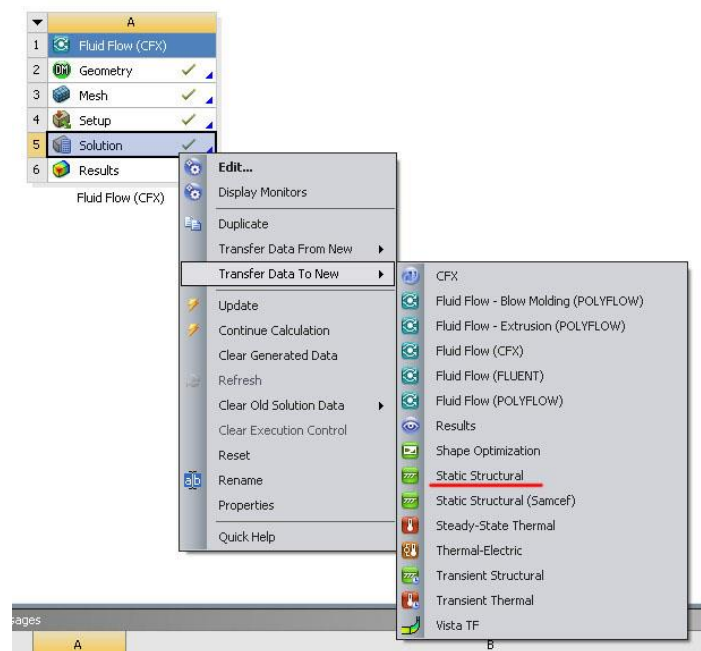


Рисунок 3.12 – Створення сполученого шаблону Static Structural

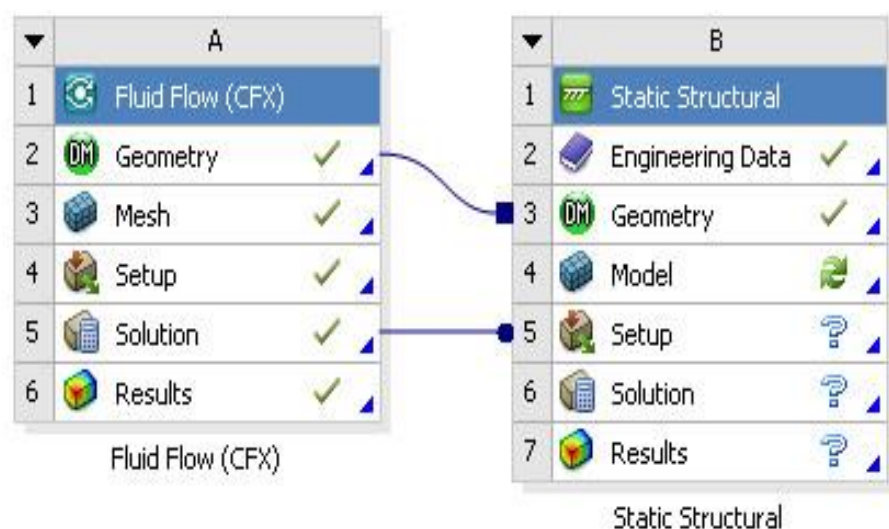


Рисунок 3.13 – Передача даних до шаблону «Static Structural»

Наступним етапом є редагування блоку Model (рис. 3.14), для цього необхідно двічі натиснути на ліву клавішу мишки. Після відкриття вікна налаштувань необхідно обрати пункт Geometry та включити геометрію чотирьох елементів обшивки літака та силової конструкції, а геометричну модель повітря видалити з подальшого розрахунку. Виконавши ці дії отримаємо необхідну модель для розрахунку (рис. 3.15).

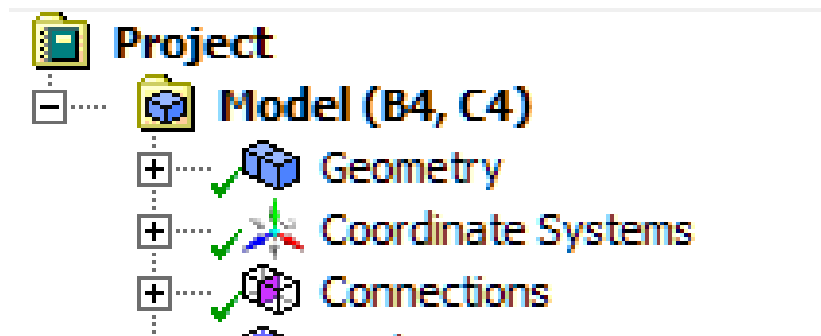


Рисунок 3.14 – Загальний вигляд блоку Model

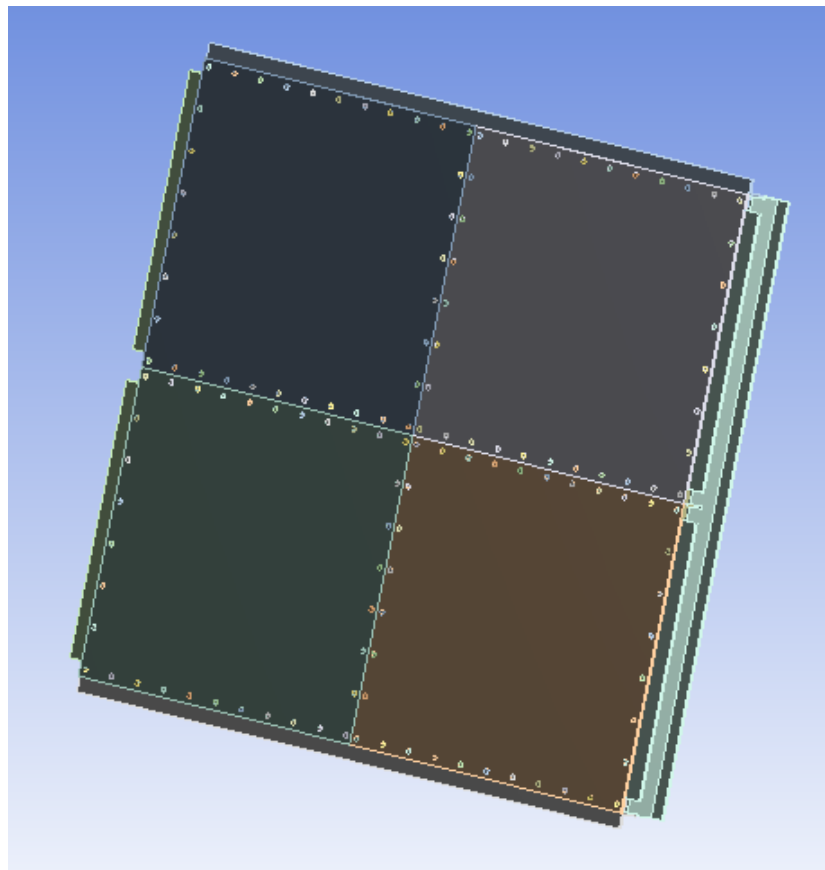


Рисунок 3.15 – Геометрична модель для розрахунку

Для побудови скінчено-елементної сітки скористаємося параметрами, зображеними на рис. 3.16.

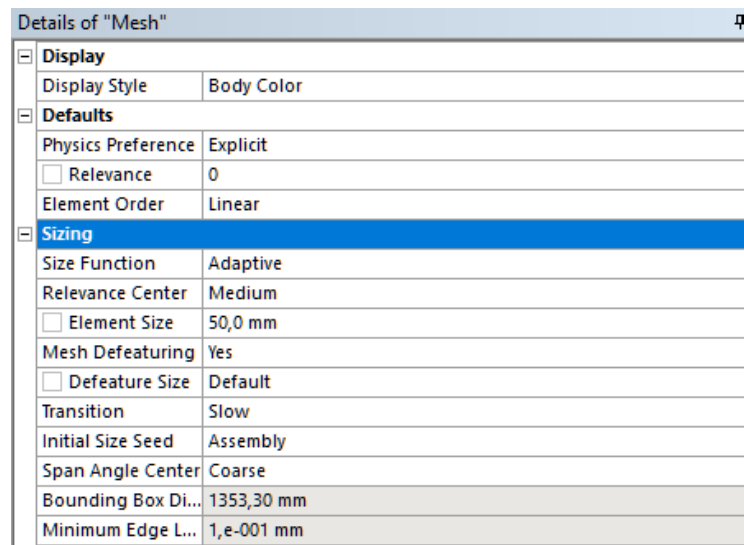


Рисунок 3.16 – Параметри блоку «Mesh»

Після побудови сітки необхідно перейти до основних налаштувань шаблону, серед яких: Fixed Support, Imported Load та Solution. Для створення пункту Fixed Support необхідно натиснути правою клавішею мишки на пункт Static Structural (рис.3.17).

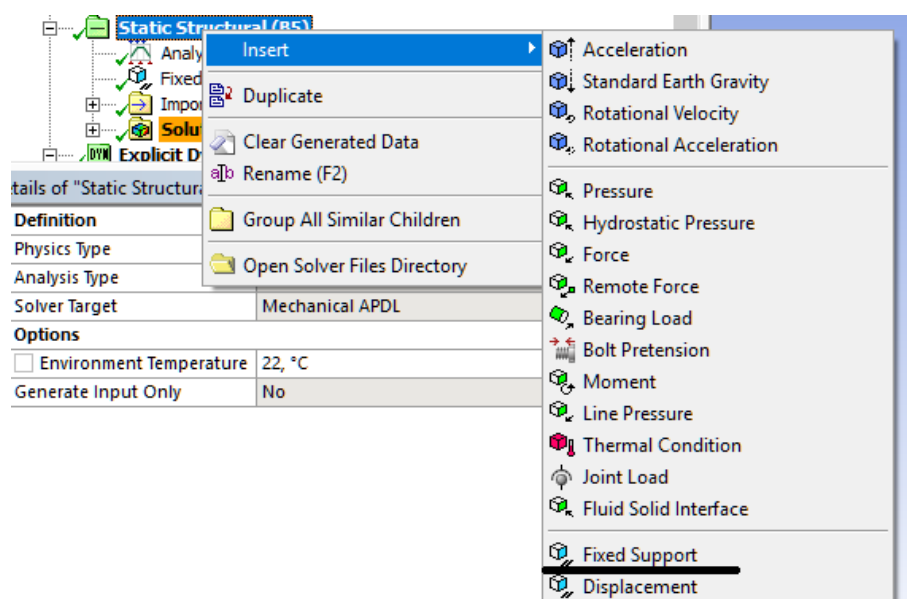


Рисунок 3.17 – Створення параметру «Fixed Support»

Після чого необхідно обрати поверхні, які слугують опорними та натиснути «Ок». Обрані поверхні після вибору підсвічуються іншим кольором (рис. 3.18).

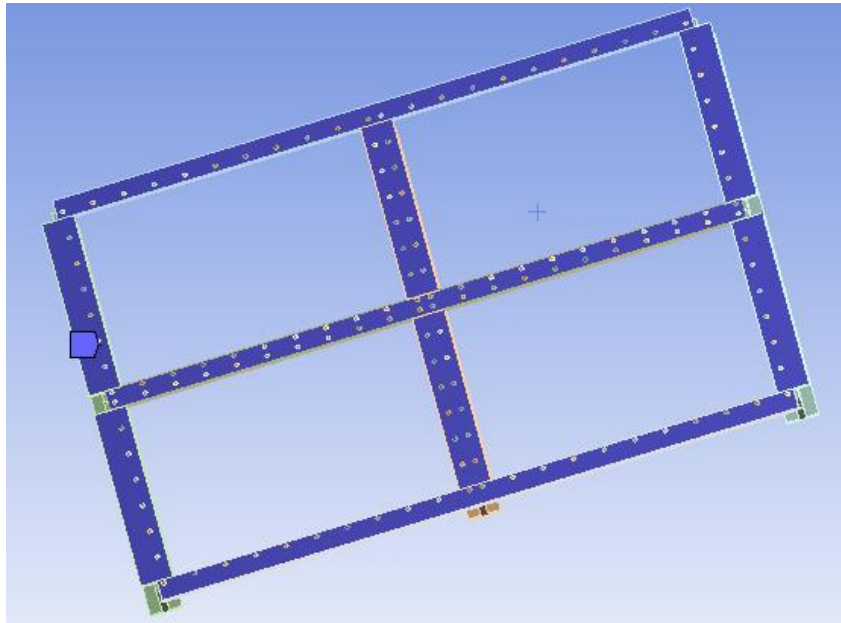


Рисунок 3.18 – Результат виконання параметру «Fixed Support»

Наступним кроком є налаштування імпортованого навантаження. Для цього необхідно натиснути правою клавішею мишки на пункт Imported Load та обрати пункт Pressure (рис.3.19).

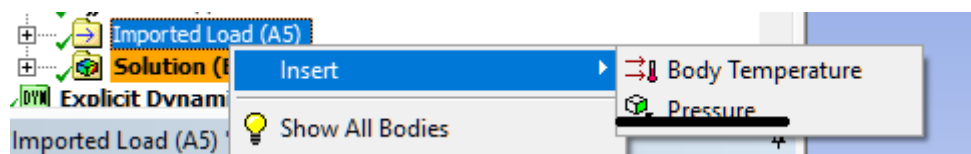


Рисунок 3.19 – Імпорт результатів

Після чого відкриється вікно налаштувань в якому необхідно вибрати поверхні на які буде прикладено навантаження (пункт Geometry) та обрати граничну умову (пункт CFD Surface), яка відповідає обраним поверхням Geometry (рис.3.20). Для початку розрахунку необхідно натиснути правою клавішею мишки на пункт *Imported Pressure* та обрати *Import Load* (рис. 3.21).

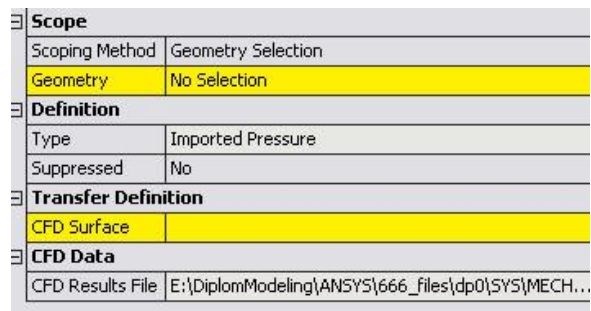


Рисунок 3.20 – Налаштування вікна імпорту

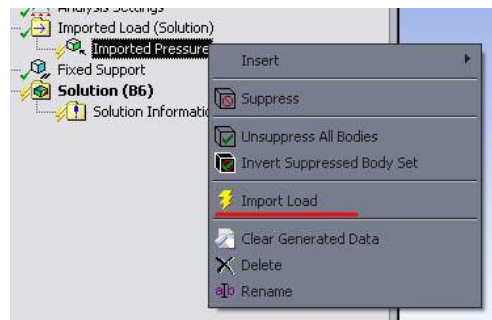


Рисунок 3.21 – Запуск початку імпортування

Після закінчення процесу імпорту розподіл векторів навантаження візуально відобразиться на геометричній моделі (рис. 3.22), а також з'явиться опис використаних кольорів та числові значення границь їх зміни.

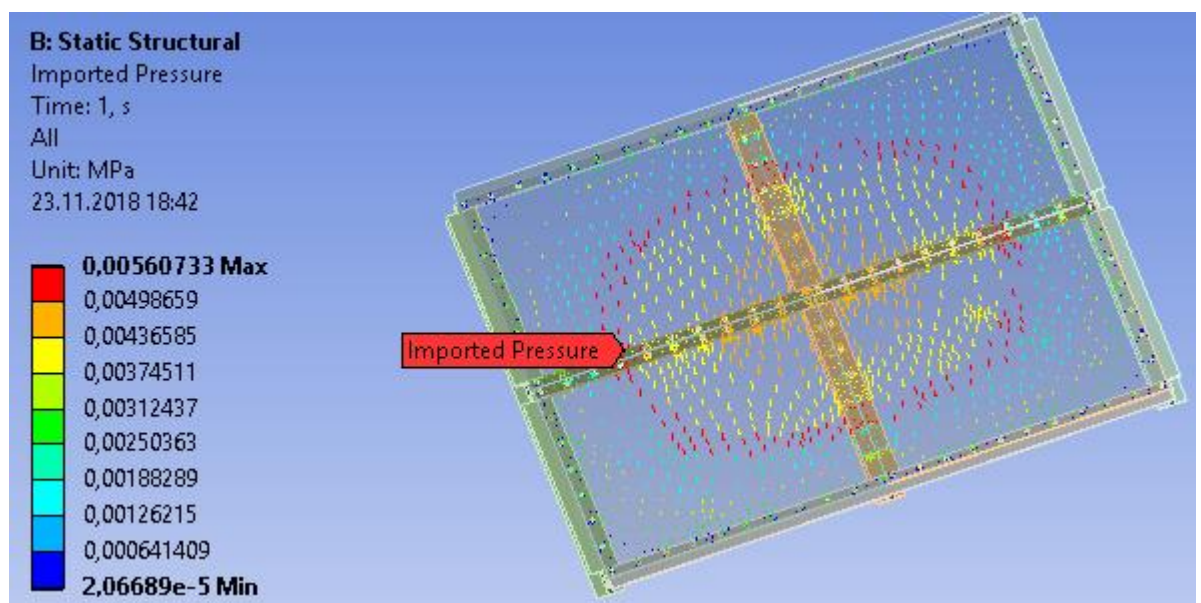


Рисунок 3.22 – Результат імпорту навантаження на чотири елементи обшивки

Наступним кроком є налаштування виводу необхідних результатів. Для відображення потрібних результатів необхідно в дереві розділу *Static Structural* натиснути правою клавішею на поле *Solution*, вибрати пункт *Insert*, після чого відкриється список усіх груп внутрішніх зусиль, які присутні у даному модулі:

- Stress Tool (Max Equivalent Stress, Max Shear Stress);
- Deformation (Total, Direction);
- Strain (Equivalent (von-Mises), Maximum Principal, Intensity);
- Stress (Equivalent (von-Mises), Maximum Principal, Intensity);
- Energy (Strain Energy);
- Linearized Stress (Equivalent (von-Mises), Maximum Principal, Intensity).

Для подальшого аналізу відобразимо необхідні епюри – переміщення (Total Deformation), деформації (Equivalent Elastic Strain) та тиску (Equivalent Stress).

Під епюрами будемо розуміти розподіл внутрішніх зусиль за кольорами по поверхні моделі. У рамках кожного моделювання всі внутрішні зусилля розділяються на 9 секторів, від мінімального значення (позначається відтінками синього) до максимального (позначається відтінками червоного).

Останнім кроком являється запуск обчислювача (рис. 3.23) на виконання розрахунків.

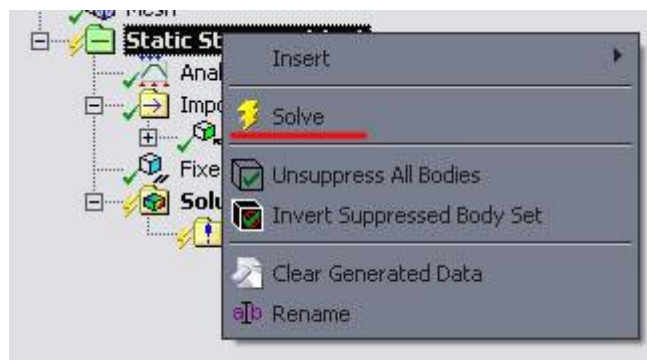


Рисунок 3.23 – Запуск солвера

3.3 Аналіз динаміки чотирьох елементів обшивки літака з'єднаних із силовою конструкцією за допомогою заклепок

Для моделювання дії динамічного навантаження на чотири елементи обшивки літака з'єднаних із силовою конструкцією за допомогою заклепок проведемо сполучений аналіз. Першим етапом створення імітаційної моделі є передача результатів моделювання з шаблону «Static Structural» до нового шаблону «Explicit Dynamics», для цього необхідно в шаблоні Fluid Flow натиснути правою клавішею мишки на блок Solution і обрати пункт «Transfer Data To New» (рис. 3.24). Після чого створюється сполучений шаблон Explicit Dynamics до якого за допомогою з'єднувальних ліній передаються необхідні вхідні дані (рис. 3.25).

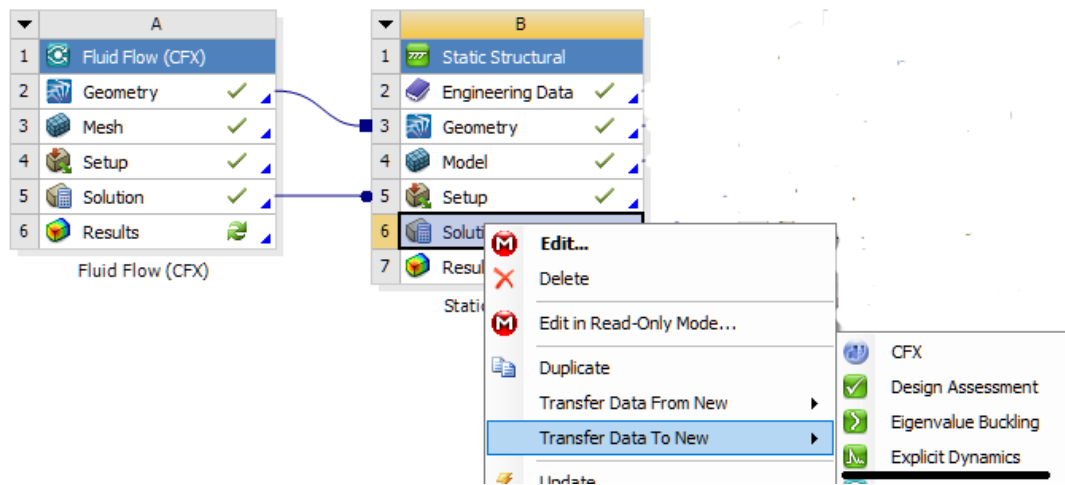


Рисунок 3.24 – Створення сполученого шаблону «Explicit Dynamics»

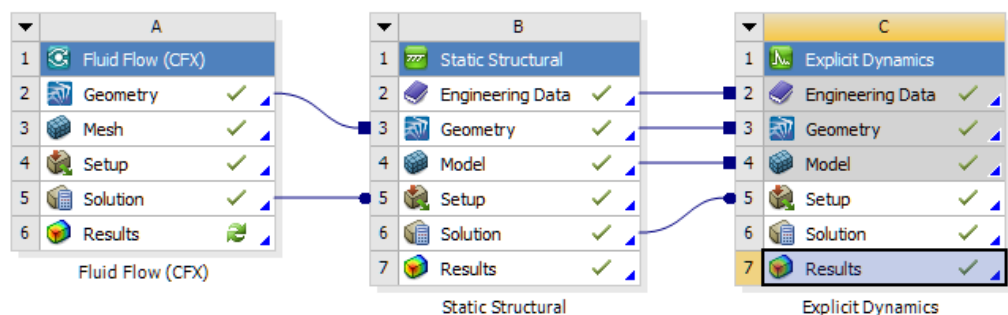


Рисунок 3.25 – Передача даних до шаблону «Explicit Dynamics»

Наступним кроком необхідно створити сітку, для цього переходимо у блок *Setup*. Спочатку необхідно змоделювати сітку, налаштування якої мають бути однаковими з налаштуваннями шаблону *Static Structural*, змінюються лише налаштування в пункті *Physics Preference*, в якому необхідно обрати функцію *Explicit* (рис. 3.26).

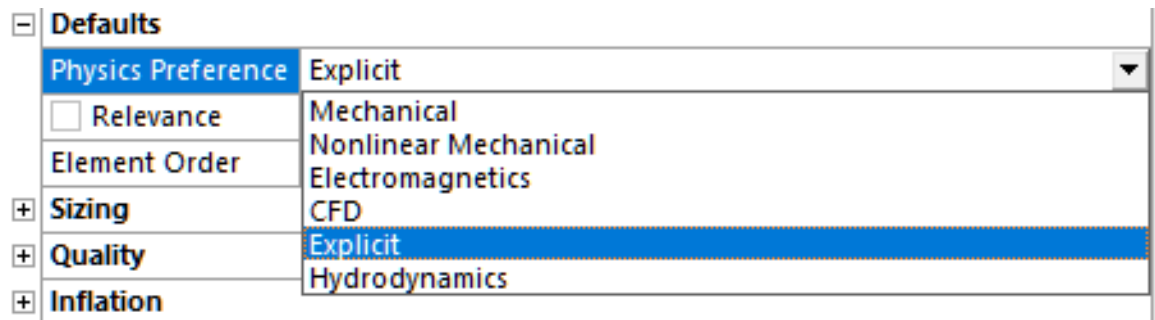


Рисунок 3.26 – Налаштування блоку «Mesh»

Після чого необхідно налаштувати параметри моделювання (рис. 3.27), для цього необхідно перейти у пункт *Analysis Settings*, в якому треба кількість циклів задати кінцевий час розрахунку, у даному випадку кількість циклів – 1000, а час розрахунку – 0,006с.

Analysis Settings Preference	
Type	Program Controlled
Step Controls	
Resume From Cycle	0
Maximum Number of Cycles	1000
End Time	6,e-003 s
Maximum Energy Error	0,1
Reference Energy Cycle	0
Initial Time Step	Program Controlled
Minimum Time Step	Program Controlled
Maximum Time Step	Program Controlled
Time Step Safety Factor	0,9

Рисунок 3.27 – Параметри моделювання блоку Explicit Dynamics

Наступним кроком є налаштування виводу необхідних результатів. Для відображення потрібних результатів необхідно в дереві розділу *Explicit Dynamics* натиснути правою клавішею на поле *Solution*, вибрати пункт *Insert*, після чого відкриється список усіх груп внутрішніх зусиль, які присутні у даному модулі:

- Stress Tool (Max Equivalent Stress, Max Shear Stress);
- Deformation (Total, Direction);
- Strain (Equivalent (von-Mises), Maximum Principal, Intensity);
- Stress (Equivalent (von-Mises), Maximum Principal, Intensity);
- Energy (Strain Energy);
- Linearized Stress (Equivalent (von-Mises), Maximum Principal, Intensity).

Для подальшого аналізу відобразимо необхідні епюри – переміщення (Total Deformation), деформації (Equivalent Elastic Strain) та тиску (Equivalent Stress).

Під епюрами будемо розуміти розподіл внутрішніх зусиль за кольорами по поверхні моделі. У рамках кожного моделювання всі внутрішні зусилля розділяються на 9 секторів, від мінімального значення (позначається відтінками синього) до максимального (позначається відтінками червоного).

Останнім кроком являється запуск обчислювача (рис. 3.28) для виконання розрахунків.

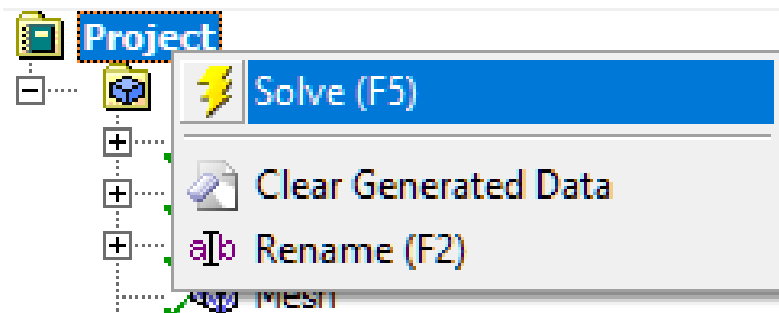


Рисунок 3.28 – Запуск солвера

3.4 Аналіз результатів

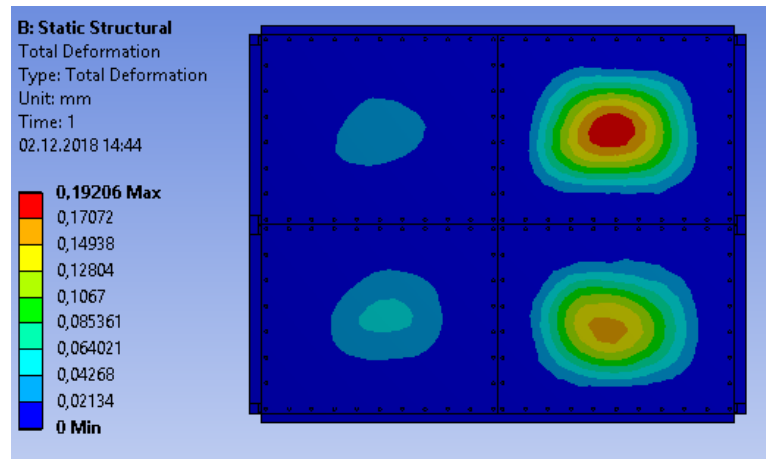
У ході моделювання було досліджено різні геометричні моделі:

- Чотири пластини з'єднаних до силового каркасу за допомогою заклепок з напівкруглою голівкою:
- без пошкоджень;
- зруйновано чотири заклепки по середині у верхньому ряді заклепок та дві заклепки посередині у нижньому ряді заклепок лівого верхнього листа обшивки, зруйновано дві заклепки по середині у верхньому ряді заклепок правого верхнього листа, зруйновано дві заклепки у лівому ряді заклепок лівого нижнього листа, правий нижній лист обшивки без пошкоджень.
- зруйновано заклепки описані у другому пункті та з тріщинами у верхньому ряді заклепок у місці руйнування заклепок утворилась тріщина довжиною 180мм та нижньому ряді заклепок тріщина довжиною 30мм та 12мм верхнього лівого листа, у місці руйнування заклепок утворились тріщини довжиною 13мм та 20мм у правому верхньому листі, у місці руйнування заклепок утворились тріщини довжиною 15мм та 35мм і у нижньому ряді заклепок посередині утворилась тріщина довжиною 130мм у лівому нижньому листі, у місці стикування листа з силовими елементами конструкції утворились тріщини у верхній частині листа довжиною 90мм (тріщина глибиною 1мм), у нижній частині листа довжиною 100мм (тріщина зі сторони замикаючої голівки заклепки довжиною), у правій частині листа наскрізна тріщина довжиною 85мм.
- Чотири пластини з'єднаних до силового каркасу за допомогою заклепок з прихованою голівкою:
- без пошкоджень;
- зруйновано чотири заклепки по середині у верхньому ряді заклепок та дві заклепки посередині у нижньому ряді заклепок лівого

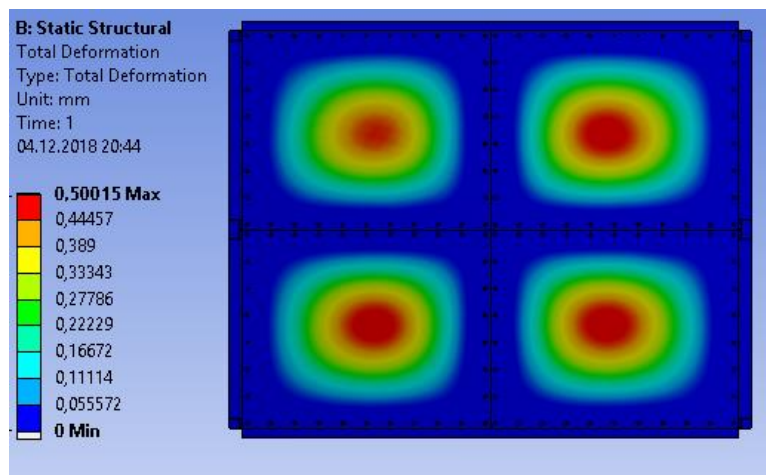
верхнього листа обшивки, зруйновано дві заклепки по середині у верхньому ряді заклепок правого верхнього листа, зруйновано дві заклепки у лівому ряді заклепок лівого нижнього листа, правий нижній лист обшивки без пошкоджень.

- зруйновано заклепки описані у другому пункті та з тріщинами у верхньому ряді заклепок у місці руйнування заклепок утворилась тріщина довжиною 180мм та нижньому ряді заклепок тріщина довжиною 30мм та 12мм верхнього лівого листа, у місці руйнування заклепок утворились тріщини довжиною 13мм та 20мм у правому верхньому листі, у місці руйнування заклепок утворились тріщини довжиною 15мм та 35мм і у нижньому ряді заклепок посередині утворилась тріщина довжиною 130мм у лівому нижньому листі, у місці стикування листа з силовими елементами конструкції утворились тріщини у верхній частині листа довжиною 90мм (тріщина глибиною 1мм), у нижній частині листа довжиною 100мм (тріщина зі сторони замикаючої голівки заклепки довжиною), у правій частині листа наскрізна тріщина довжиною 85мм.

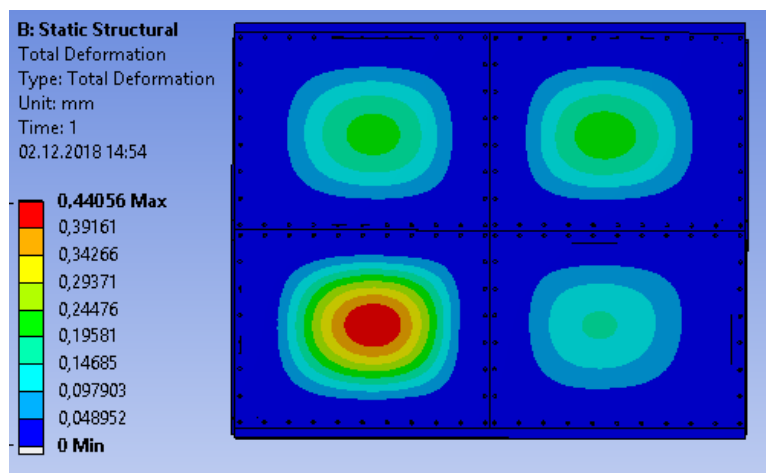
На рис. 3.29 зображено діаграму переміщення чотирьох елементів обшивки літака з'єднаних з силовою конструкцією за допомогою заклепок з напівкруглою голівкою при статичному навантаженні. З (рис. 3.29, а) видно що максимальне значення переміщення 0,19мм зосереджене на верхньому правому листі обшивки та зменшується до 0,02мм, що відповідає верхньому лівому листу, при пошкодженні, що призвело до відриву заклепок (рис. 3.29, б) максимальне значення переміщення збільшилось до 0,5мм, зони максимального напруження зосереджені в деякій області по середні листа обшивки. При пошкодженні у вигляді відриву заклепок та тріщинах (рис. 3.29, в) максимальне значення переміщення складає 0,44мм, що зосереджене на лівому нижньому листі обшивки.



а)



б)



в)

Рисунок 3.29– Діаграма переміщення при статичному навантаженні: а) чотири елементи обшивки без пошкоджень; б) чотири елементи обшивки зі зруйнованими заклепками; в) чотири елементи зі зруйнованими заклепками та тріщинами

На рис. 3.30 та рис. 3.31 зображено діаграму деформації чотирьох елементів обшивки літака з'єднаних з силовою конструкцією за допомогою заклепок з напівкруглою голівкою при статичному навантаженні. З (рис. 3.30) видно, що максимальне значення відносної деформації складає 0,00013 мм/мм спостерігається на верхньому правому листі по середині нижнього ряду заклепок. При пошкодженнях які призвели до руйнування заклепок (рис. 3.31, а) зони максимальної деформації збільшуються, максимальне значення, що складає 0,000086 мм/мм зафіксовано на кожному з листів обшивки. Максимальні зони деформації зосереджені місцях стику пластини та середнього стрингера. При появі тріщин (рис. 3.31, б) зони максимальної деформації зосереджені в місці стику стрингера та лівої нижньої пластини обшивки, максимальне значення деформації складає 0,00026мм/мм, при чому на трьох інших пластинах значення суттєво не змінюються.

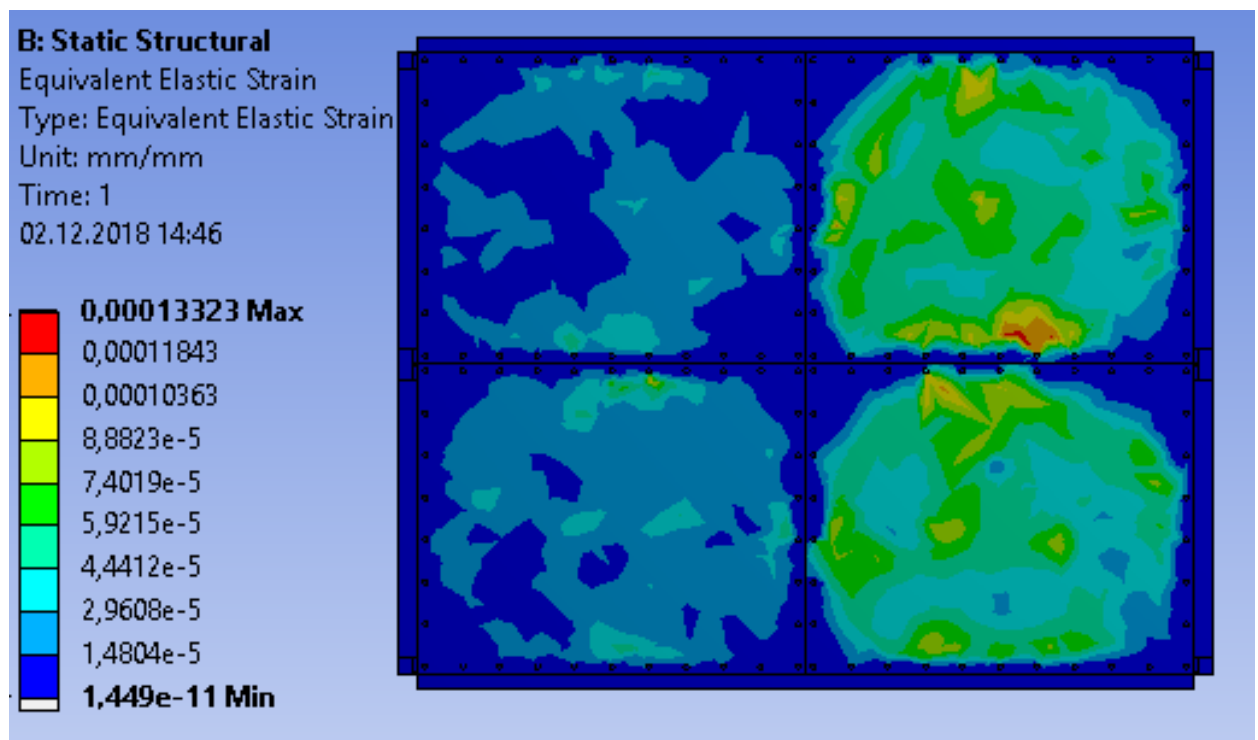
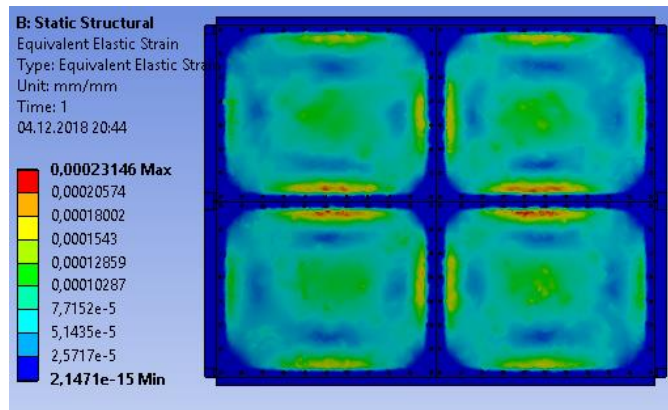
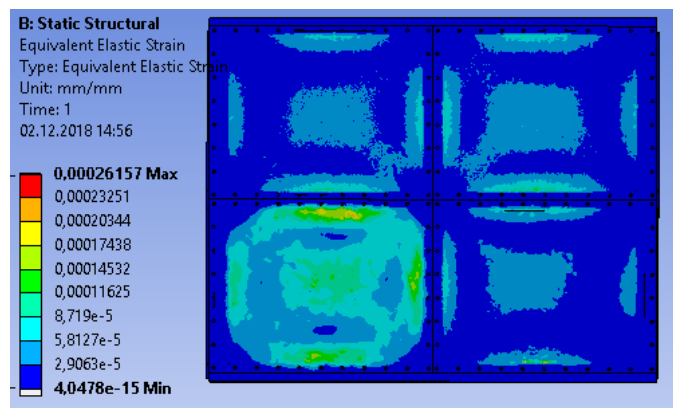


Рисунок 3.30 – Діаграма деформації при статичному навантаженні чотирьох елементів обшивки без пошкоджень



а)

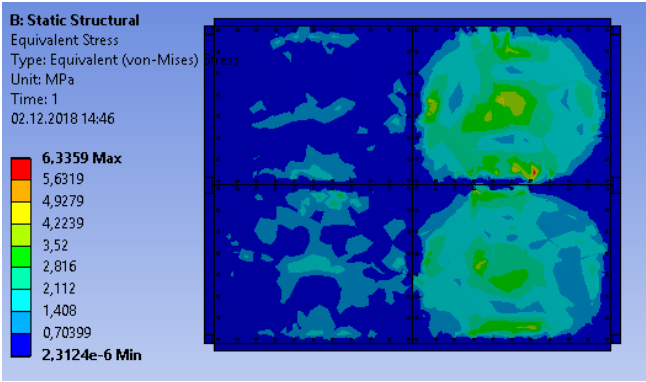


б)

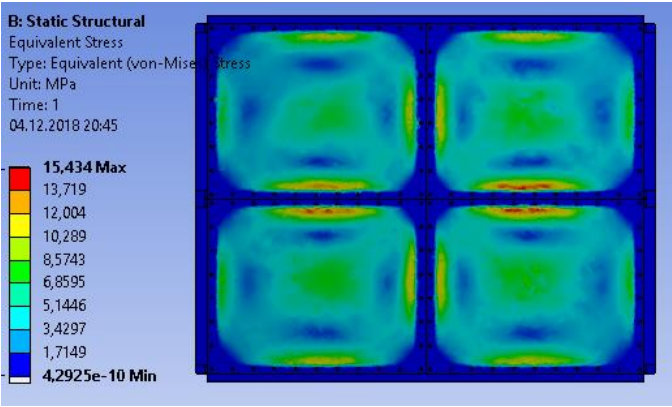
Рисунок 3.31 – Діаграма деформації при статичному навантаженні: а) чотири елементи обшивки зі зруйнованими заклепками; б) чотири елементи зі зруйнованими заклепками та тріщинами.

На рис. 3.32 зображено діаграму напруження чотирьох елементів обшивки літака з'єднаних з силовою конструкцією за допомогою заклепок з напівкруглою голівкою при статичному навантаженні. З рис. 3.32 (а) видно, що зони максимального напруження зосереджені на правому верхньому листі обшивки, а саме по середині у місці стику стрингера з листом, максимальне значення напруження складає 6,3 МПа. При пошкодженнях, що призвели до руйнування заклепок (рис. 3.32, б) максимальне значення напруження зросло до 17МПа, а зони максимального напруження присутні на кожній пластині обшивки, які зосереджені вздовж місця стику пластин з середнім стрингером, при появі тріщин (рис. 3.32, в) максимальне значення напруження зменшилось

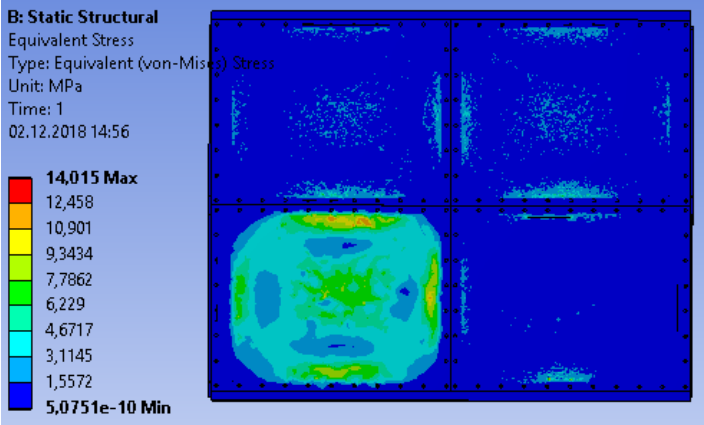
до 14МПа. Зони максимального напруження зосереджені в нижньому лівому листі обшивки, в місцях стику листа з середнім стрингером.



а)



б)



в)

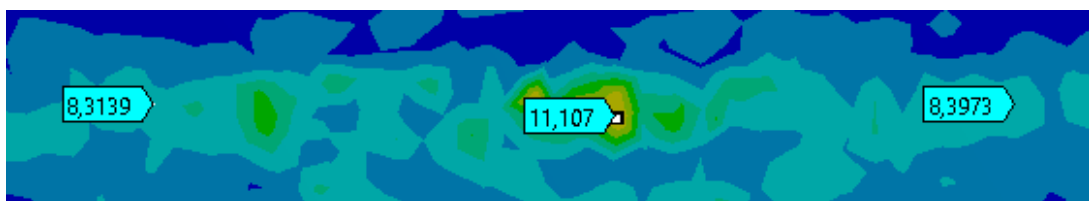
Рисунок 3.32 – Епюра напружень при статичному навантаженні: а) чотири елементи обшивки без пошкоджень; б) чотири елементи обшивки зі зруйнованими заклепками; в) чотири елементи зі зруйнованими заклепками та тріщинами

Як видно з рис. 3.32 (в), тріщини які утворились на кінцях отворів під заклепки не створюють концентраторів напружень, напруження на кінцях таких тріщин не перевищує 0,5 МПа. А тріщини, що утворились в місцях стику силових елементів конструкції з листами обшивки літака, зосереджують на собі зони високих напружень.

На рис. 3.33 зображено верхню тріщину глибиною 1мм. (зі сторони закладної голівки) в правій нижній пластині. Як видно з рис. 3.33 (а) на кінцях тріщини зі сторони закладної голівки максимальне напруження досягає близько 8,4 МПа, а вздовж всієї тріщини напруження коливається в межах 2-4 МПа. На рис. 3.33 (б) зображено верхню тріщину правої нижньої пластини зі сторони замикаючої голівки (для кращого розуміння місцезнаходження тріщини, максимальні напруження які були зняті зі сторони закладної голівки залишаються на діаграмі), максимальне значення напруження 11,1 МПа зосереджений близько середини тріщини, на кінцях тріщини напруження зменшились і коливаються в межах 3-4 МПа, при чому в деякій зоні навколо тріщини значення напруження збільшились і коливаються в межах 3-10МПа.



а)



б)

Рисунок 3.33– Верхня тріщина правої нижньої пластини: а) зі сторони закладної голівки; б) зі сторони замикаючої голівки.

На рис. 3.34 зображено нижню тріщину глибиною 1мм. (зі сторони замикаючої голівки) в правій нижній пластині. Як видно з рис. 3.34 (б) на кінцях тріщини зі сторони замикаючої голівки максимальне напруження досягає близько 5,7 МПа, а вздовж всієї тріщини напруження коливається в межах 2-4 МПа. На рис. 3.34 (а) зображено верхню тріщину правої нижньої пластини зі сторони закладної голівки (для кращого розуміння місцезнаходження тріщини, максимальні напруження які були зняті зі сторони замикаючої голівки залишаються на діаграмі), максимальне значення напруження 13,7 МПа зосереджений близько середини тріщини, на кінцях тріщини напруження зменшились і коливаються в межах 2-3 МПа, при чому в деякій зоні навколо тріщини значення напруження збільшились і коливаються в межах 3-13,7 МПа.



а)

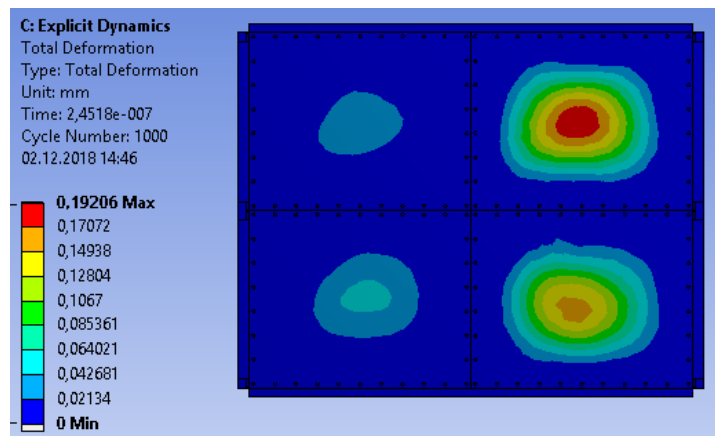


б)

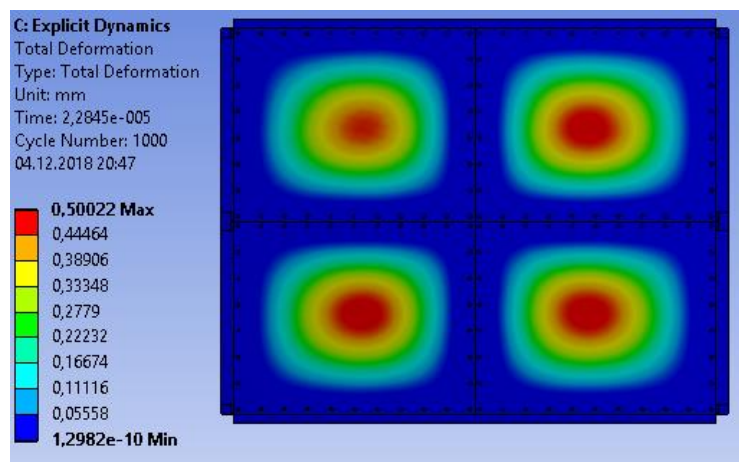
Рисунок 3.34 – Нижня тріщина правої нижньої пластини: а) зі сторони закладної голівки; б) зі сторони замикаючої голівки.

На рис. 3.35 та рис. 3.36 зображено діаграму напруження чотирьох елементів обшивки літака з'єднаних з силовою конструкцією за допомогою заклепок з напівкруглою голівкою при динамічному навантаженні. З рис. 3.35 (а) видно що максимальне значення переміщення 0,19мм зосереджене на

верхньому правому листі обшивки та зменшується до 0,02мм що відповідає верхньому лівому листу, при пошкодженні що призвело до відриву заклепок (рис. 3.35, б) максимальне значення переміщення збільшилось до 0,5мм, проте дане значення фігурує на кожному з листів у деякій зоні по середині листа обшивки, при чому найменша зона максимального значення переміщення зображена на верхньому лівому листі. При пошкодженні у вигляді відриву заклепок та тріщинах (рис. 3.36) максимальне значення переміщення складає 0,44мм, що зосереджене на лівому нижньому листі обшивки.



а)



б)

Рисунок 3.35 – Епюра переміщень при динамічному циклічному навантаженні: а) чотири елементи обшивки без пошкоджень; б) чотири елементи обшивки зі зруйнованими заклепками

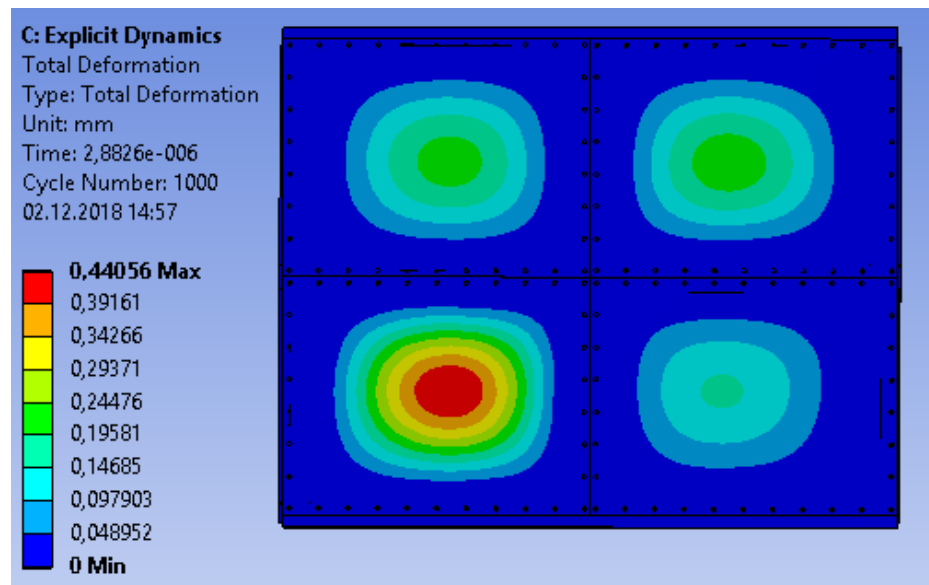
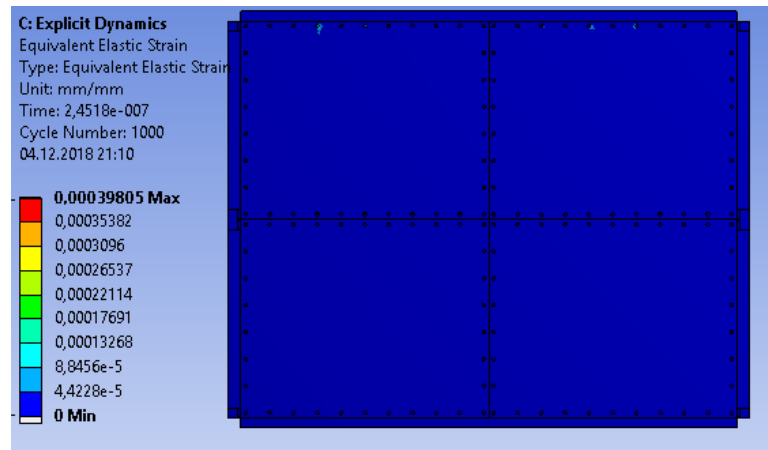
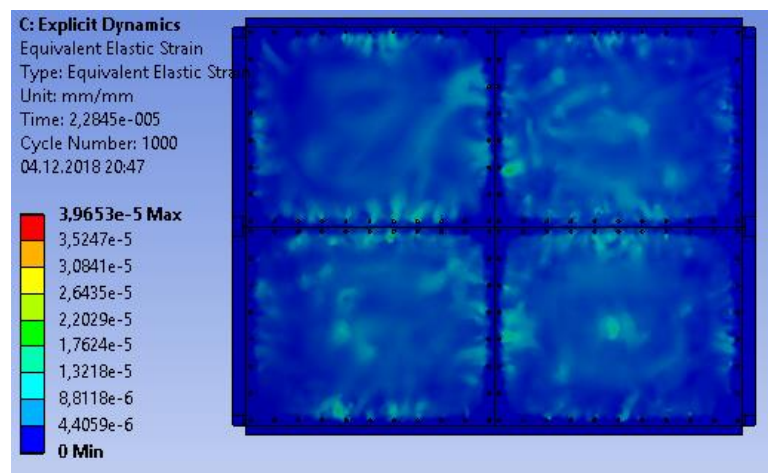


Рисунок 3.36 – Епюра переміщень при динамічному циклічному навантаженні чотирьох елементів зі зруйнованими заклепками та тріщинами

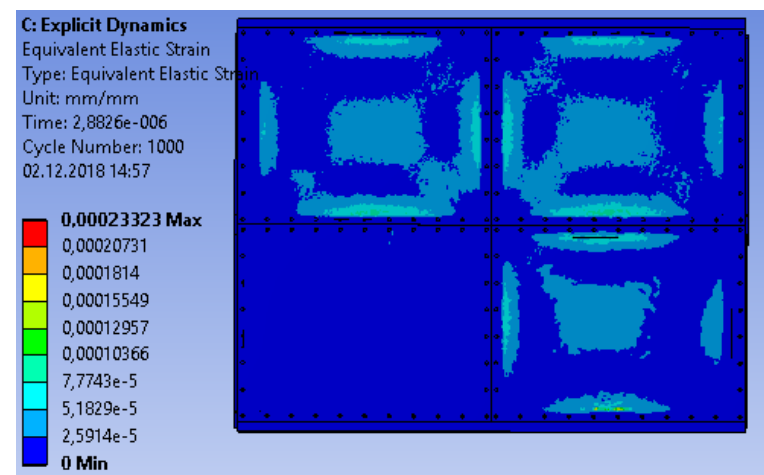
На рис. 3.37 зображено діаграму деформації чотирьох елементів обшивки літака з'єднаних з силовою конструкцією за допомогою заклепок з напівкруглою голівкою при динамічному циклічному навантаженні. З рис. 3.37 (а) видно що максимальне значення відносної деформації складає 0,0003 мм/мм спостерігається на верхньому правому листі по середині верхнього ряду заклепок. При пошкодженнях які призвели до руйнування заклепок (рис. 3.37, б) зони максимальної деформації збільшуються, максимальне значення, що складає 0,000012 мм/мм зафіксовано на кожному з листів обшивки. При появі тріщин (рис. 3.37, в), зони максимальної деформації зосереджені в місці стику силових елементів конструкції з пластинами обшивки, максимальне значення деформації складає 0,00023мм/мм, при чому ліва нижня пластина майже не зазнала змін відносно інших пластин.



а)



б)



в)

Рисунок 3.37 – Епюра деформації при динамічному циклічному навантаженні: а) чотири елементи обшивки без пошкоджень; б) чотири елементи обшивки зі зруйнованими заклепками; в) чотири елементи зі зруйнованими заклепками та тріщинами

На рис. 3.38 та рис. 3.39 зображено діаграму напружень чотирьох елементів обшивки літака з'єднаних з силовою конструкцією за допомогою заклепок з напівкруглою голівкою при динамічному циклічному навантаженні. На рис. 3.38 видно, що за кількісною оцінкою, максимальне напруження складає 26 МПа, яке зосереджене на закладній голівці заклепки (рис. 3.40), якщо проаналізувати якісну оцінку діаграми напружень, можна зробити висновок що зони максимального напруження зосереджені в місці стику пластин з силовими елементами, максимальне значення напруження досягає 0,8 МПа. В результаті аналізу можна зробити висновок, що під час розрахунків виникає помилка в зоні з максимальним напруженням, яка у свою чергу впливає на кількісну оцінку. При пошкодженнях які призвели до руйнування заклепок (рис. 3.39 ,а) можна зробити висновок, що максимальне значення напруження зросло до 2 МПа, а їх зони зосереджені не тільки в місцях стику пластин з силовими елементами, а по всій робочій зоні пластин. При появі тріщин (рис. 3.39, б) максимальне напруження зросло до 12 МПа, а їх зони зосереджені в деяких місцях стикування пластин з силовими елементами конструкції та в зонах тріщин.

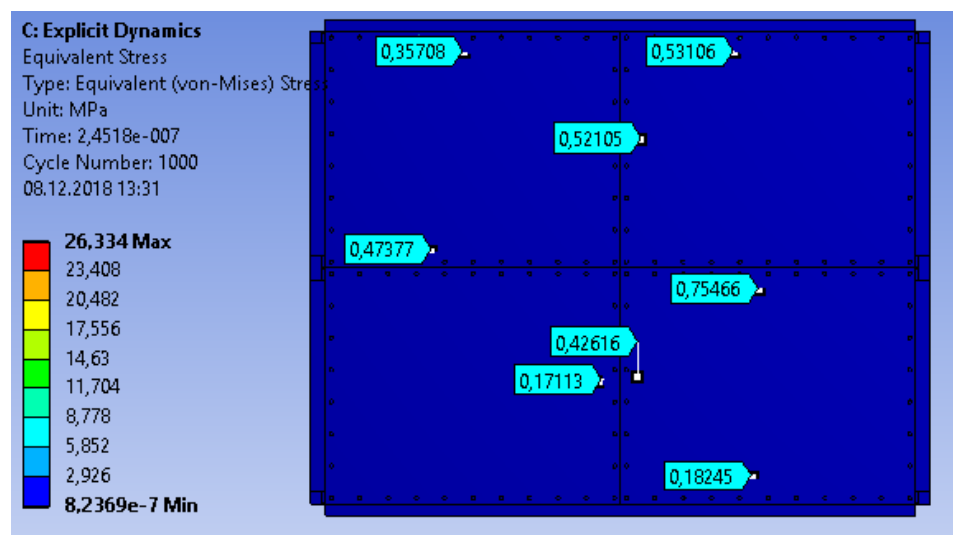
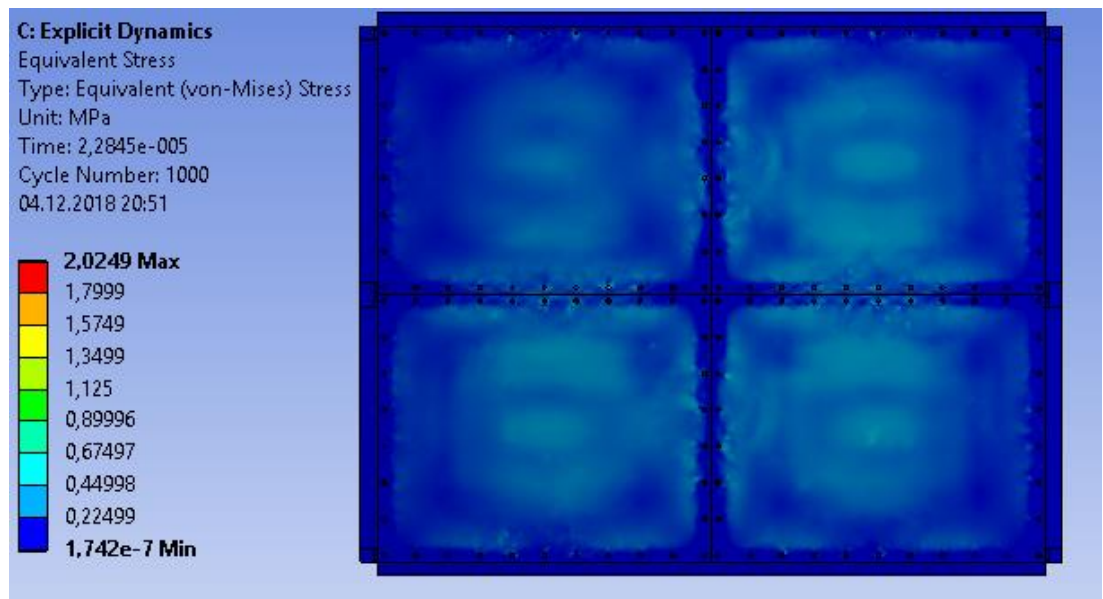
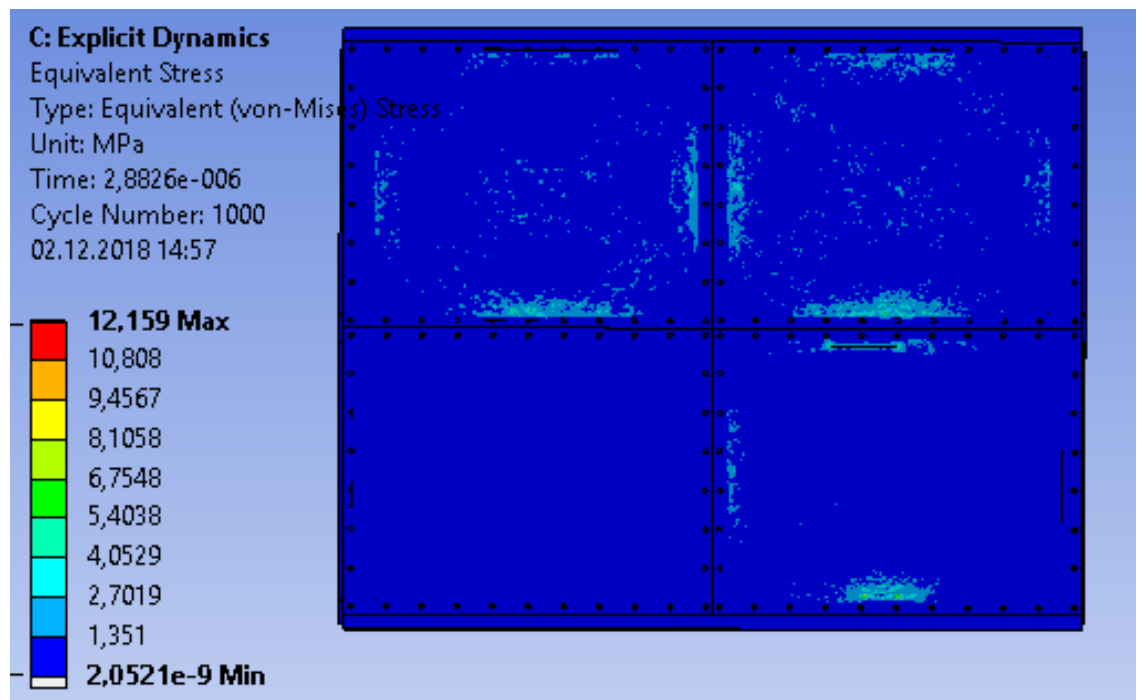


Рисунок 3.38 – Епюра напружень при динамічному циклічному навантаженні чотирьох елементів обшивки без пошкоджень;



б)



в)

Рисунок 3.39 – Епюра напружень при динамічному циклічному навантаженні: а) чотири елементи обшивки зі зруйнованими заклепками; б) чотири елементи зі зруйнованими заклепками та тріщинами

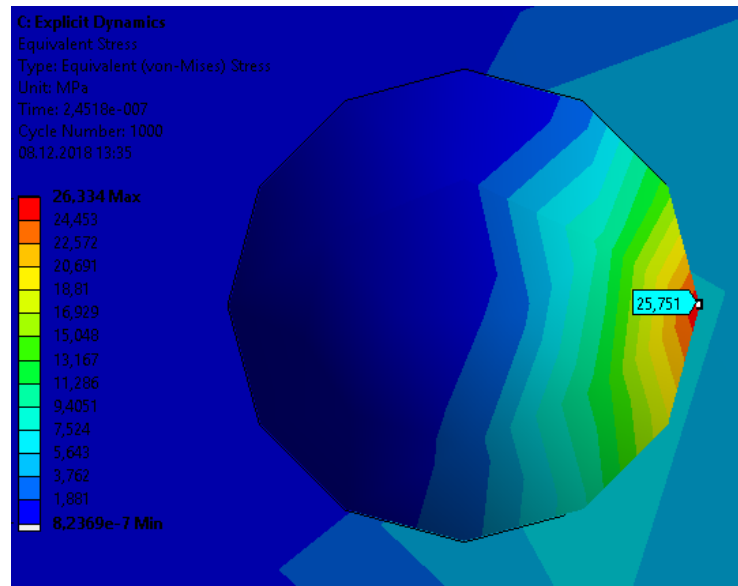
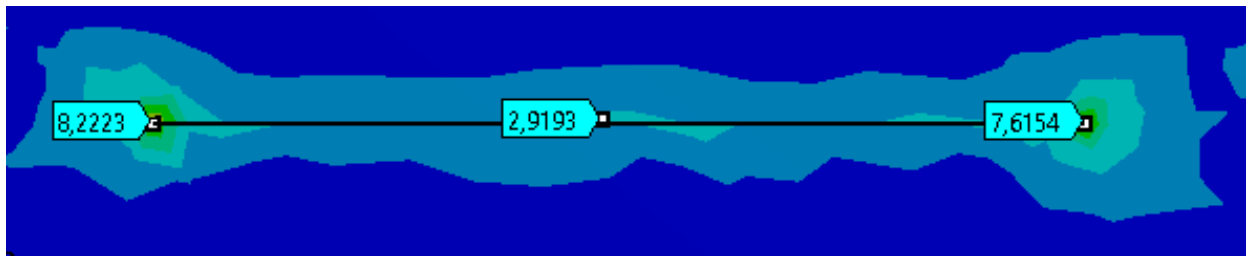


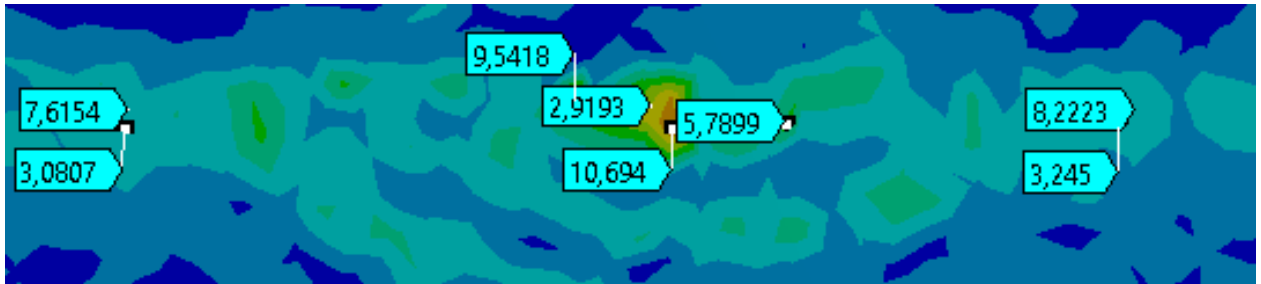
Рисунок 3.40 – Зони максимальних напружень закладної голівки

Як видно з рис 3.39 (б), тріщини які утворились на кінцях отворів під заклепки не створюють концентраторів напружень, напруження на кінцях таких тріщин не перевищує 1 МПа. А тріщини, що утворились в місцях стику силових елементів конструкції з листами обшивки літака, зосереджують на собі зони високих напружень.

На рис. 3,41 зображено верхню тріщину глибиною 1мм. (зі сторони закладної голівки) в правій нижній пластині. Як видно з рис. 3,41 (а) на кінцях тріщини зі сторони закладної голівки максимальне напруження досягає близько 8,2 МПа, а вздовж всієї тріщини напруження коливається в межах 2-4 МПа. На рис. 3.41 (б) зображено верхню тріщину правої нижньої пластини зі сторони замикаючої голівки (для кращого розуміння місцезнаходження тріщини, максимальні напруження які були зняті зі сторони закладної голівки залишаються на діаграмі), максимальне значення напруження 10,6 МПа зосереджений близько середини тріщини, на кінцях тріщини напруження зменшились і коливаються в межах 3-4 МПа, при чому в деякій зоні навколо тріщини значення напруження збільшились і коливаються в межах 3-10МПа.



а)



б)

Рисунок 3.41 – Верхня тріщина правої нижньої пластини: а) зі сторони закладної голівки; б) зі сторони замикаючої голівки.

На рис. 3.42 зображено нижню тріщину глибиною 1мм. (зі сторони замикаючої голівки) в правій нижній пластині. Як видно з рис. 3.42 (б) на кінцях тріщини зі сторони замикаючої голівки максимальне напруження досягає близько 5,3 МПа, а вздовж всієї тріщини напруження коливається в межах 2-4 МПа. На рис. 3.42 (а) зображено верхню тріщину правої нижньої пластини зі сторони закладної голівки (для кращого розуміння місцезнаходження тріщини, максимальні напруження які були зняті зі сторони замикаючої голівки залишаються на діаграмі), максимальне значення напруження 9 МПа зосереджений близько середини тріщини, на кінцях тріщини напруження зменшились і коливаються в межах 2-3 МПа, при чому в деякій зоні навколо тріщини значення напруження збільшились і коливаються в межах 3-9 МПа.



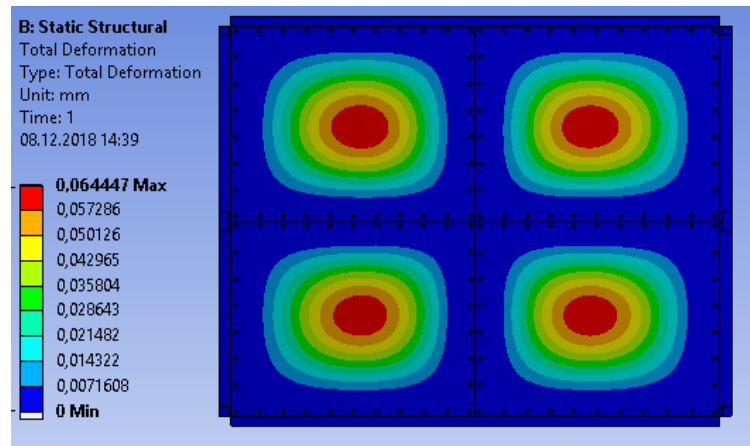
а)



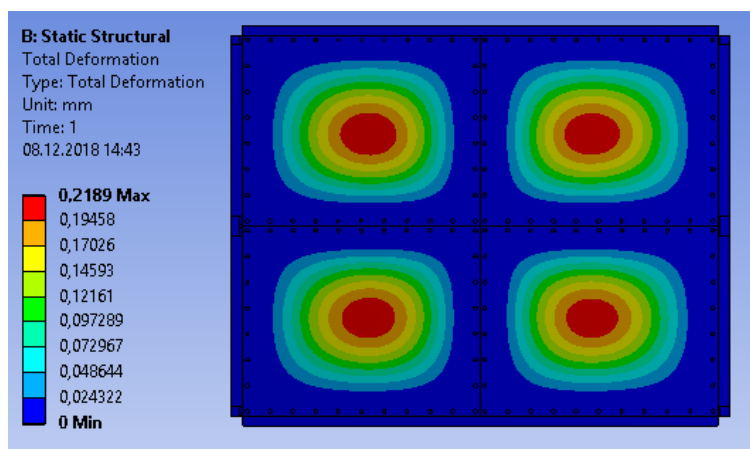
б)

Рисунок 3.42 – Нижня тріщина правої нижньої пластини: а) зі сторони закладної голівки; б) зі сторони замикаючої голівки.

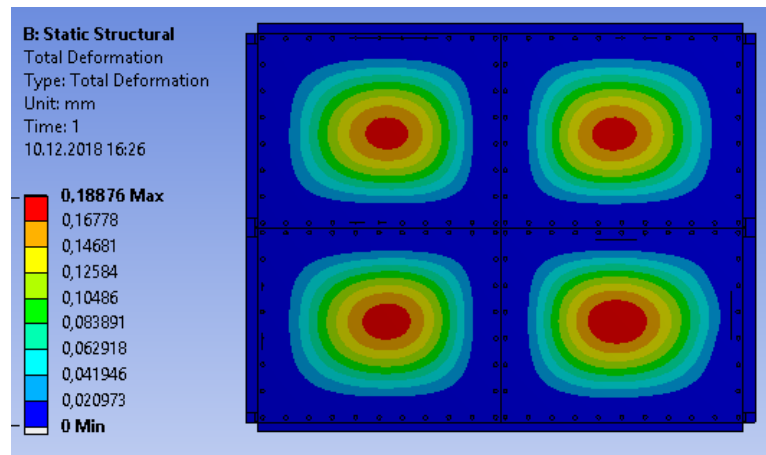
На рис. 3.43 зображено діаграму переміщення чотирьох елементів обшивки літака з'єднаних з силовою конструкцією за допомогою заклепок з прихованою голівкою при статичному навантаженні. З рис.3.43 (а) видно, що максимальне значення переміщення 0,06мм зосереджене в деякій зоні навколо центра кожної пластини, при пошкодженні що призвело до відриву заклепок (рис. 3.43, б) максимальне значення переміщення збільшилось до 0,2мм, при чому якісна характеристика не змінилась, змінилась лише кількісна. При пошкодженні у вигляді відриву заклепок та тріщинах (рис. 3.43, в) максимальне значення переміщення складає 0,44мм, що зосереджене на лівому нижньому листі обшивки. При появі тріщин, максимальні переміщення зменшились до 0,19 мм, а найбільші зони максимальних переміщень зосереджені на правому нижньому листі.



а)



б)



в)

Рисунок 3.43 – Діаграма переміщень при статичному навантаженні: а) чотири елементи обшивки без пошкоджень; б) чотири елементи обшивки зі зруйнованими заклепками; в) чотири елементи зі зруйнованими заклепками та тріщинами

На рис. 3.44 та рис. 3.45 зображено діаграму деформації чотирьох елементів обшивки літака з'єднаних з силовою конструкцією за допомогою заклепок з прихованою голівкою при статичному навантаженні. З рис. 3.44 видно, що розподіл зон деформації змінюється за одним характером для всіх пластин, найбільші зони деформації зосереджені в місці стику пластин з силовими елементами конструкції, максимальне значення складає $0,00004$ мм/мм, при пошкодженні, що призвело до відриву заклепок (рис. 3.45, а) максимальне значення зросло до $0,00012$ мм/мм, якісна характеристика при цьому не змінилася. При появі тріщин (рис. 3.45, б) значення максимальної деформації збільшились до $0,0003$ мм/мм, зони максимальної деформації зосереджені в місцях стику пластин з стрингером, що знаходиться по середині та в місцях навколо тріщин.

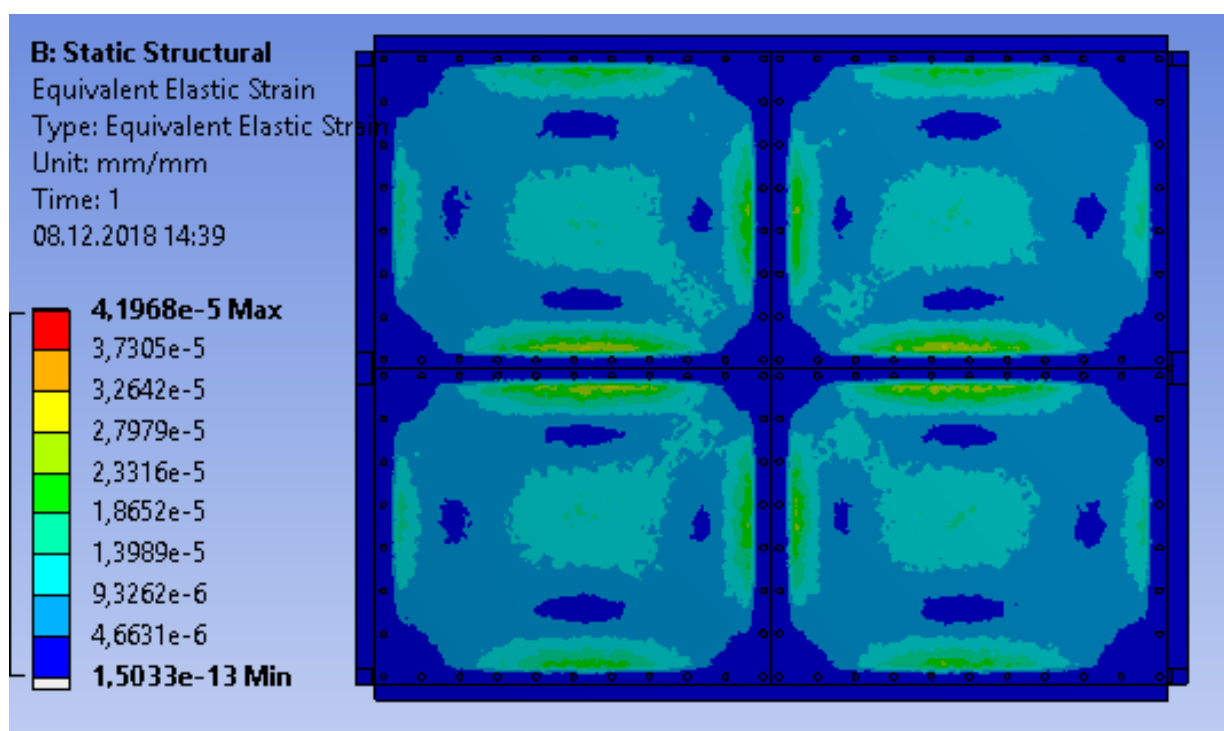
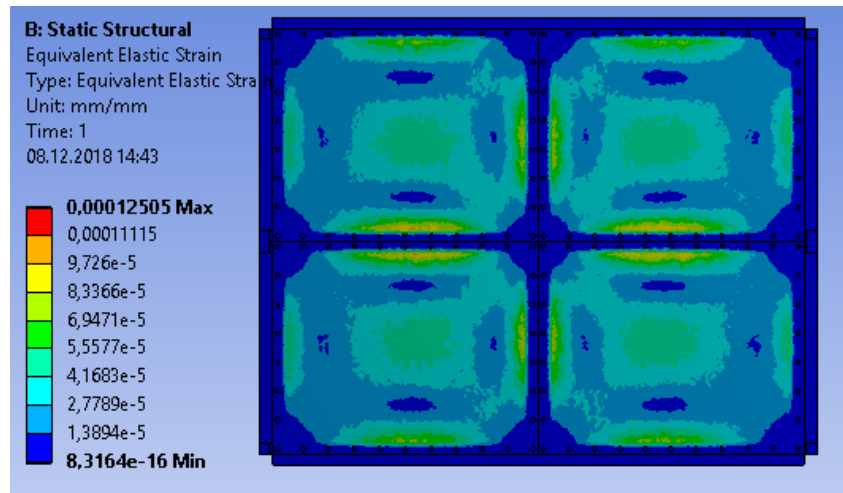
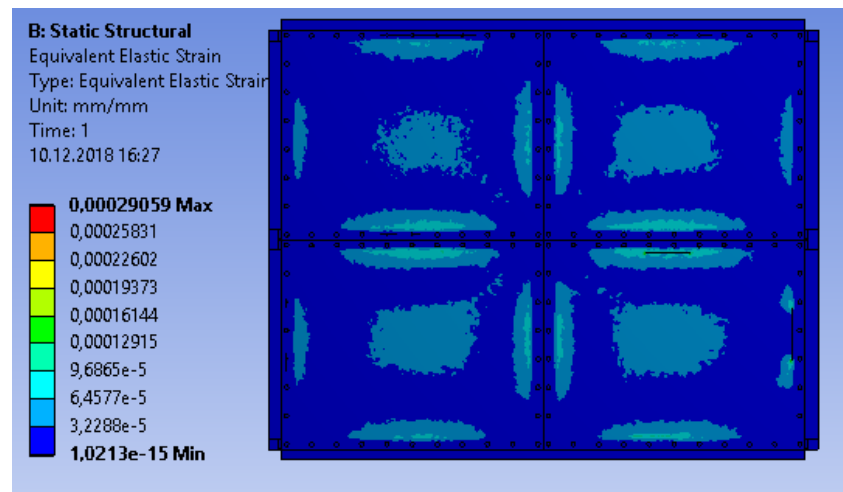


Рисунок 3.44 – Діаграма деформації при статичному навантаженні чотирьох елементів обшивки без пошкоджень



a)

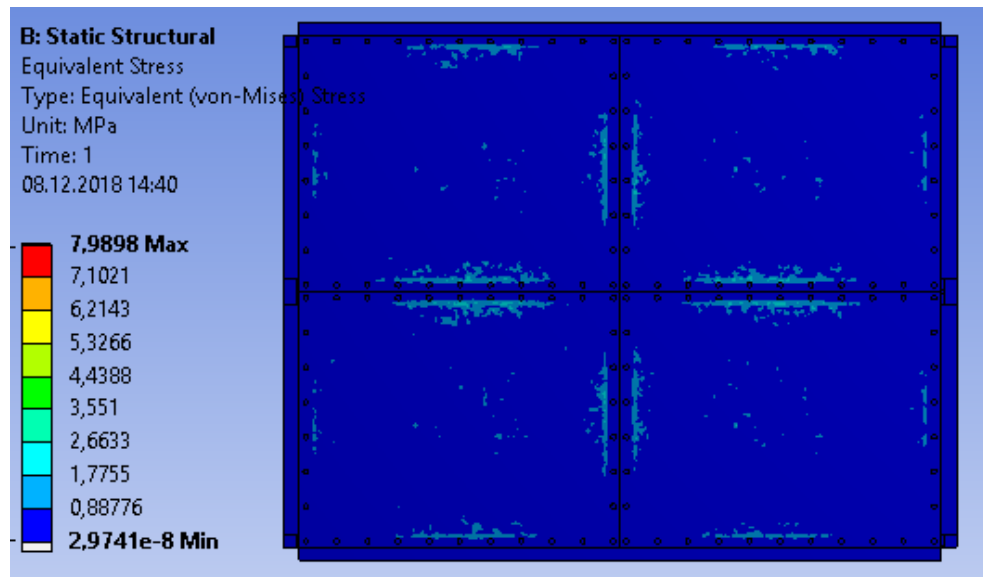


б)

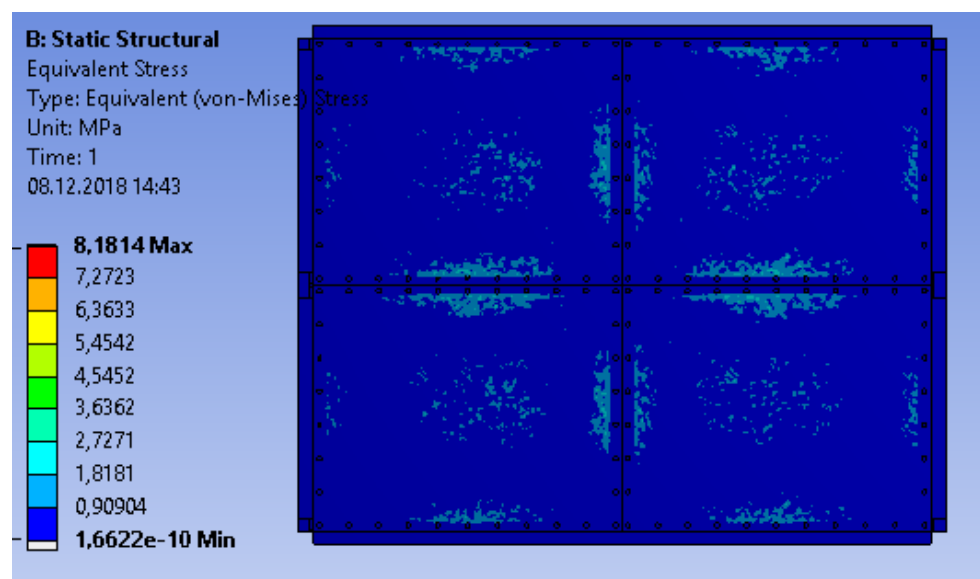
Рисунок 3.45 – Діаграма деформації при статичному навантаженні: а) чотири елементи обшивки зі зруйнованими заклепками; б) чотири елементи зі зруйнованими заклепками та тріщинами

На рис. 3.46 та рис. 3.47 зображено діаграму напружень чотирьох елементів обшивки літака з'єднаних з силовою конструкцією за допомогою заклепок з прихованою голівкою при статичному навантаженні. З рис. 3.46 (а) видно, що розподіл зон напружень змінюється за одним характером для всіх пластин, найбільші зони напружень зосереджені в місці стику пластин з силовими елементами конструкції, максимальне значення складає 8 МПа при пошкодженні, що призвело до відриву заклепок (рис. 3.46, б) максимальне значення зросло до 8,2 МПа якісна характеристика при цьому не змінилася.

При появі тріщин (рис. 3.47) значення максимальних напружень збільшилися до 16,7 МПа, зони максимальної деформації зосереджені в місцях стику пластин з стрингером, що знаходиться по середині та в місцях навколо тріщин.



a)



б)

Рисунок 3.46 – Діаграма напружень при статичному навантаженні: а) чотири елементи обшивки без пошкоджень; б) чотири елементи обшивки зі зруйнованими заклепками;

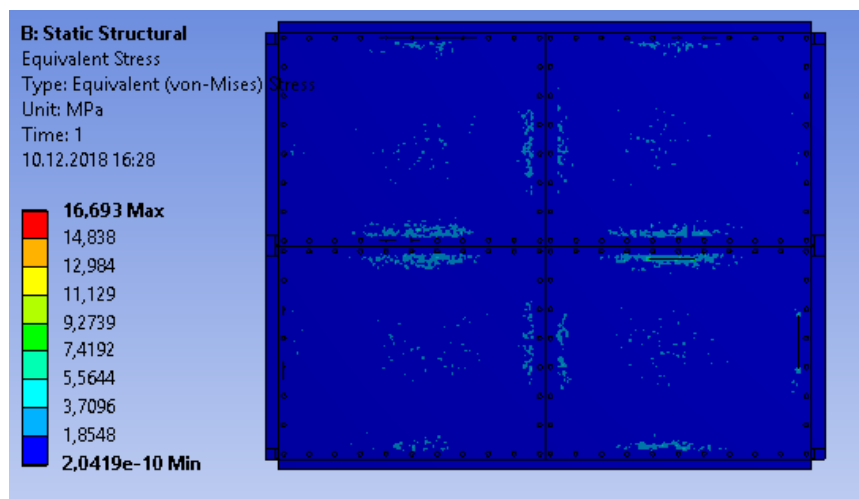


Рисунок 3.47 – Діаграма напружень при статичному навантаженні: чотирьох елементів зі зруйнованими заклепками та тріщинами

На рис. 3.48 та рис. 3.49 зображено верхню тріщину глибиною 1мм. (зі сторони закладної голівки) в правій нижній пластині. Як видно з рис. 3.48 на кінцях тріщини зі сторони закладної голівки максимальне напруження досягає близько 11,2 МПа, а вздовж всієї тріщини напруження коливається в межах 3-7 МПа. На рис. 3.49 зображено верхню тріщину правої нижньої пластини зі сторони замикаючої голівки (для кращого розуміння місцезнаходження тріщини, максимальні напруження які були зняті зі сторони закладної голівки залишаються на діаграмі), максимальне значення напруження 5 МПа зосереджений близько середини тріщини, на кінцях тріщини напруження зменшились і коливаються в межах 2-3 МПа, при чому в деякій зоні навколо тріщини значення напруження збільшились і коливаються в межах 4-7МПа.

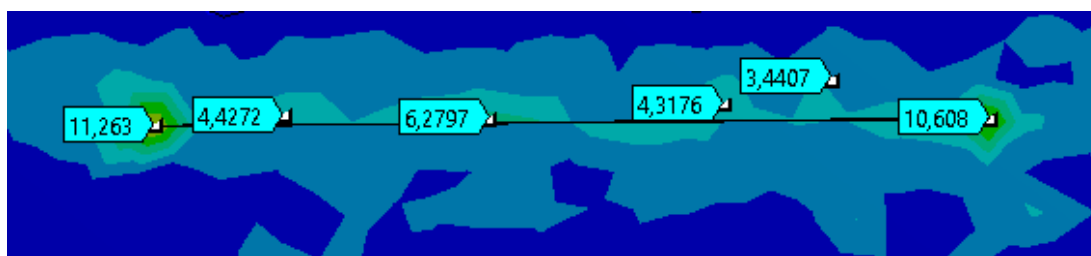


Рисунок 3.48 – Верхня тріщина правої нижньої пластини зі сторони закладної голівки

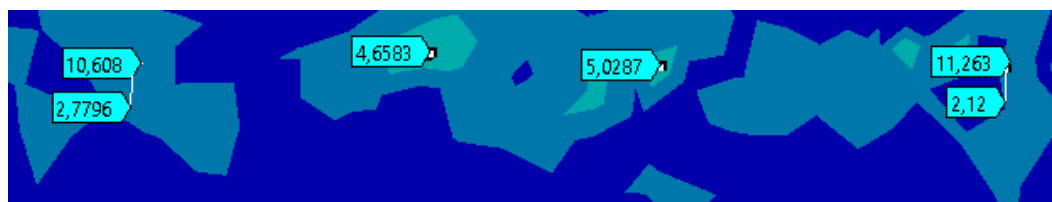
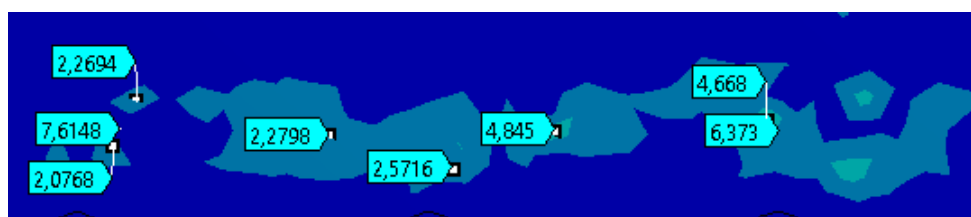
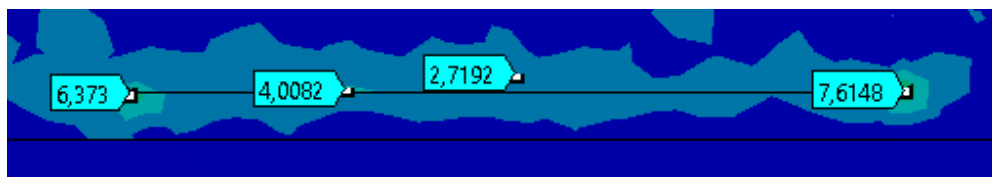


Рисунок 3.49 – Верхня тріщина правої нижньої пластини зі сторони замикаючої голівки

На рис. 3.50 зображено нижню тріщину глибиною 1мм. (зі сторони замикаючої голівки) в правій нижній пластині. Як видно з рис. 3.50 (б) на кінцях тріщини зі сторони замикаючої голівки максимальне напруження досягає близько 7,6 МПа, а вздовж всієї тріщини напруження коливається в межах 2-4 МПа. На рис. 3.50 (а) зображено верхню тріщину правої нижньої пластини зі сторони закладної голівки (для кращого розуміння місцезнаходження тріщини, максимальні напруження які були зняті зі сторони замикаючої голівки залишаються на діаграмі), максимальне значення напруження 5 МПа зосереджений близько середини тріщини, на кінцях тріщини напруження зменшились і коливаються в межах 2-5 МПа, при чому в деякій зоні навколо тріщини значення напруження збільшились і коливаються в межах 2-5 МПа.



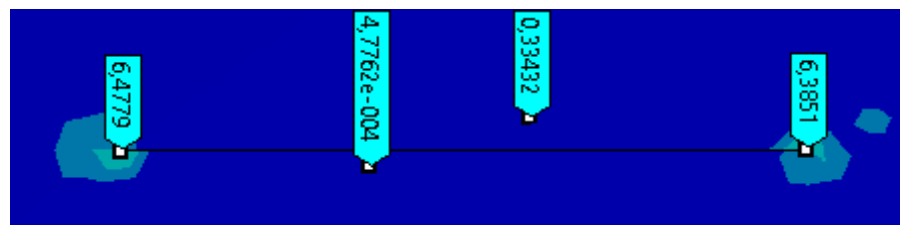
а)



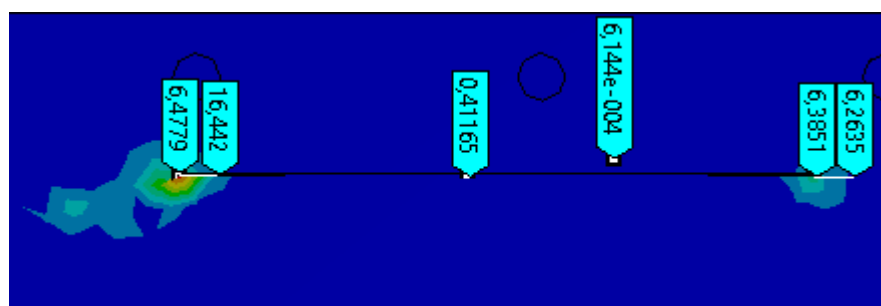
б)

Рисунок 3.50 – Нижня тріщина правої нижньої пластини: а) зі сторони закладної голівки; б) зі сторони замикаючої голівки

На рис. 3.51 зображено наскрізну тріщину в правій нижній пластині. Як видно з рис. 3.51 (а), на кінцях тріщини зі сторони закладної голівки максимальне напруження досягає близько 6,5 МПа, а вздовж всієї тріщини напруження не перевищує 0,5 МПа. На рис. 3.51 (б) зображено верхню тріщину правої нижньої пластини зі сторони замикаючої голівки (для кращого розуміння місцезнаходження тріщини, максимальні напруження які були зняті зі сторони закладної голівки залишаються на діаграмі), максимальне значення напруження 16,4 МПа зосереджене на одному з кінців пластини, зони максимальних напружень на кінцях тріщини збільшились, в зоні навколо тріщини значення напруження не перевищують 0,5 МПа.



а)

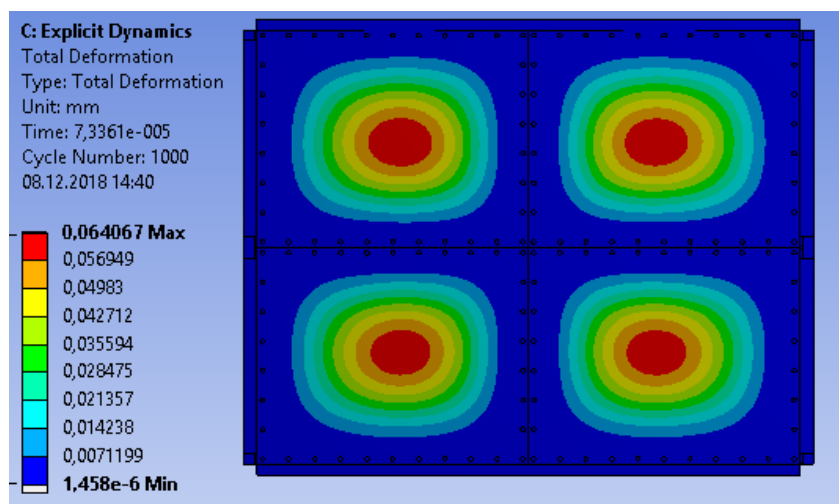


б)

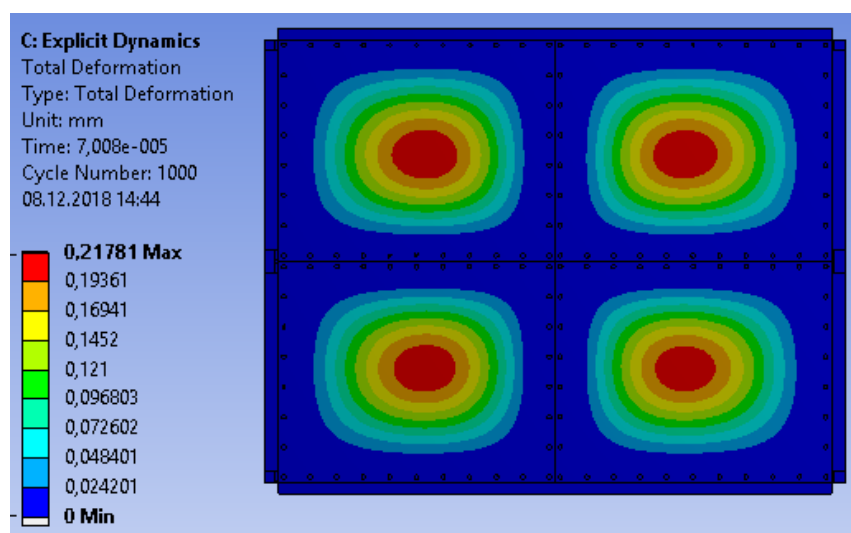
Рисунок 3.51 – Наскрізна тріщина правої нижньої пластини: а) зі сторони закладної голівки; б) зі сторони замикаючої голівки

На рис. 3.52 та рис. 3.53 зображено діаграму переміщення чотирьох елементів обшивки літака з'єднаних з силовою конструкцією за допомогою заклепок з прихованою голівкою при динамічному циклічному навантаженні. З рис. 3.52 (а) видно, що максимальне значення переміщення 0,06мм зосереджене в деякій зоні навколо центра кожної пластини, при пошкодженні

що призвело до відриву заклепок (рис. 3.52, б) максимальне значення переміщення збільшилось до 0,2мм, при чому якісна характеристика не змінилась, змінилась лише кількісна. При пошкодженні у вигляді відриву заклепок та тріщинах (рис. 3.53) максимальне значення переміщення складає 0,44мм, що зосереджене на лівому нижньому листі обшивки. При появі тріщин, максимальні переміщення зменшились до 0,19 мм, а найбільші зони максимальних переміщень зосереджені на правому нижньому листі.



а)



б)

Рисунок 3.52 – Діаграма переміщень при динамічному циклічному навантаженні: а) чотири елементи обшивки без пошкоджень; б) чотири елементи обшивки зі зруйнованими заклепками;

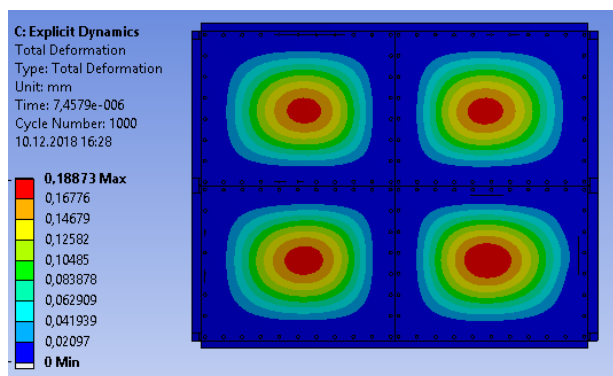


Рисунок 3.53 – Діаграма переміщень при динамічному циклічному навантаженні чотирьох елементів зі зруйнованими заклепками та тріщинами

На рис. 3.54 та рис. 3.55 зображено діаграму деформації чотирьох елементів обшивки літака з'єднаних з силовою конструкцією за допомогою заклепок з прихованою голівкою при динамічному циклічному навантаженні. З рис. 3.54 видно, що розподіл зон деформації змінюється за одним характером для всіх пластин, найбільші зони деформації зосереджені в місці стику пластин з силовими елементами конструкції, максимальне значення складає 0,00003 мм/мм, при пошкодженні, що призвело до відриву заклепок (рис. 3.55, а) максимальне значення зросло до 0,00011 мм/мм, якісна характеристика при цьому не змінилася. При появі тріщин (рис. 3.55, б) значення максимальної деформації збільшились до 0,0003 мм/мм, зони максимальної деформації зосереджені в місцях стику пластин з стрингером, що знаходиться по середині та в місцях навколо тріщин.

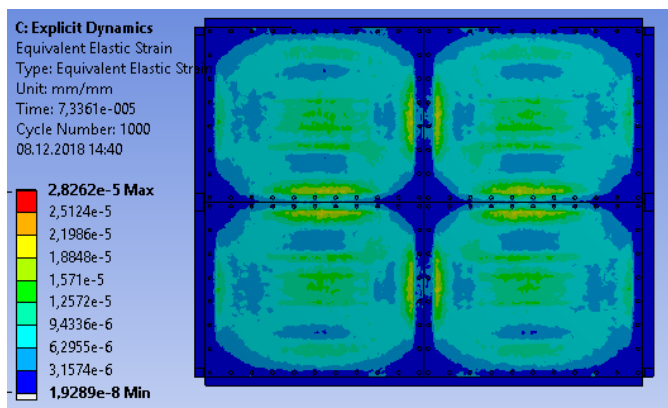
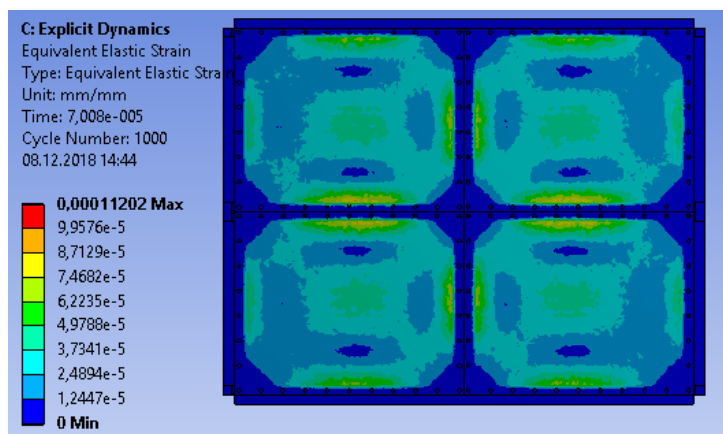
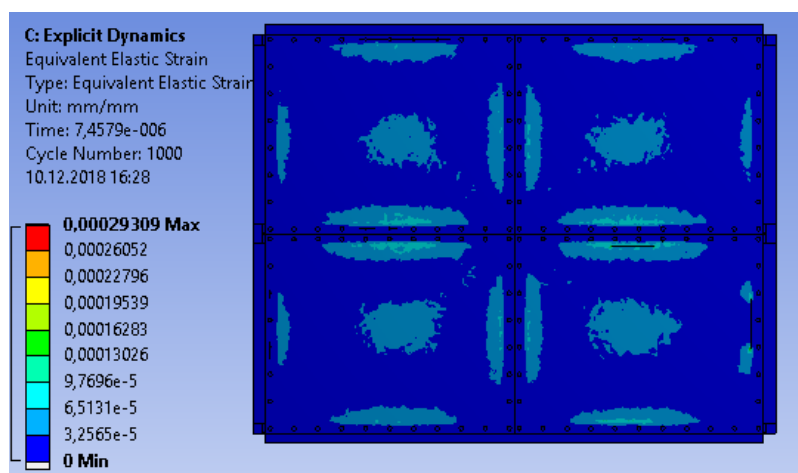


Рисунок 3.54 – Діаграма деформації при динамічному циклічному навантаженні чотирьох елементів обшивки без пошкоджень



а)

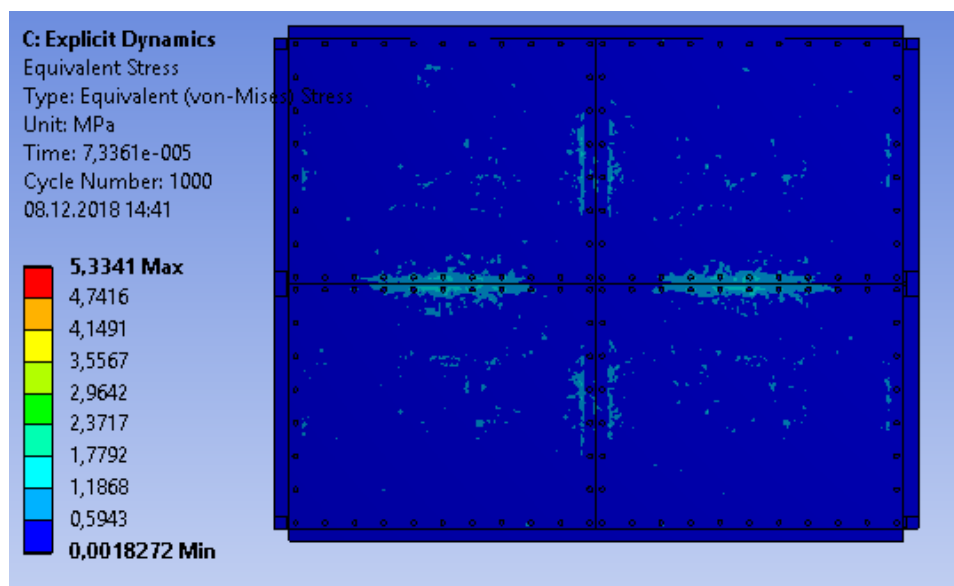


б)

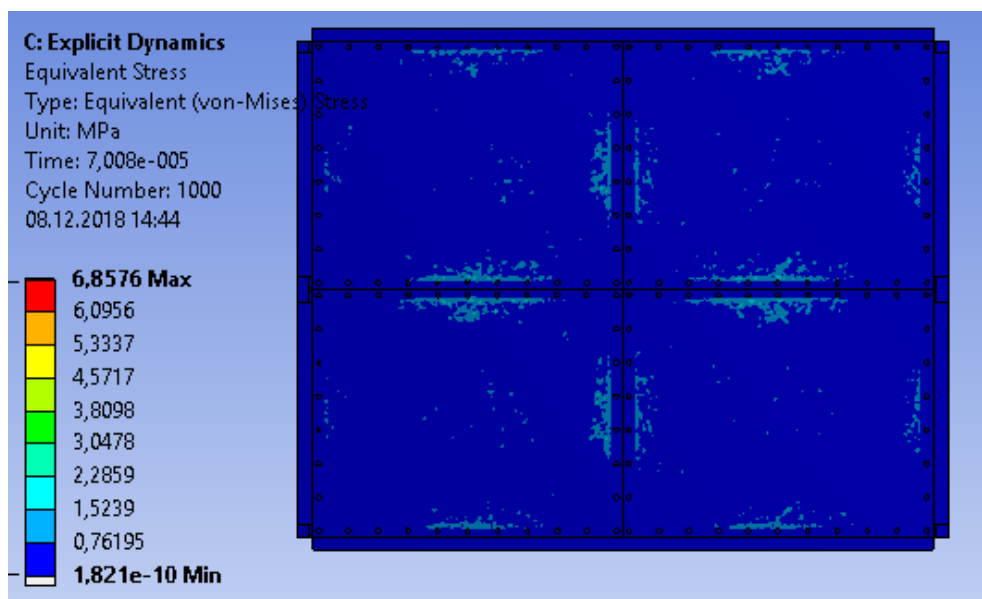
Рисунок 3.55 – Діаграма деформації при динамічному циклічному навантаженні: а) чотири елементи обшивки зі зруйнованими заклепками; б) чотири елементи зі зруйнованими заклепками та тріщинами

На рис. 3.55 та рис. 3.56 зображено діаграму напружень чотирьох елементів обшивки літака з'єднаних з силовою конструкцією за допомогою заклепок з прихованою голівкою при статичному навантаженні. З рис. 3.55 (а) видно, що розподіл зон напружень змінюється за одним характером для всіх пластин, найбільші зони напружень зосереджені в місці стику пластин з силовими елементами конструкції, максимальне значення складає 5,3 МПа при пошкодженні, що призвело до відриву заклепок (рис. 3.55, б) максимальне значення зросло до 6,8 МПа, якісна характеристика при цьому не змінилася. При появі тріщин (рис. 3.56) значення максимальних напружень збільшились

до 16,4 МПа, зони максимальної деформації зосереджені в місцях стику пластин з стрингером, що знаходиться по середині та в місцях навколо тріщин.



a)



б)

Рисунок 3.55 – Діаграма напружень при динамічному циклічному навантаженні: а) чотири елементи обшивки без пошкоджень; б) чотири елементи обшивки зі зруйнованими заклепками;

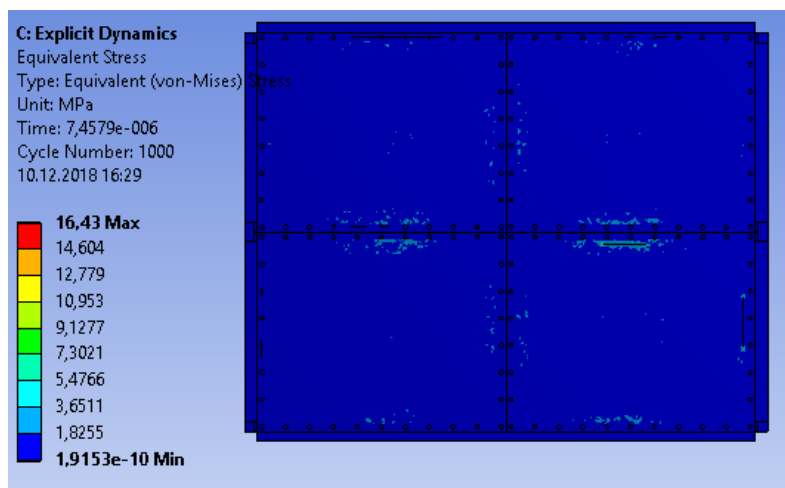


Рисунок 3.56 – Діаграма напружень при динамічному циклічному навантаженні чотирьох елементів зі зруйнованими заклепками та тріщинами

На рис. 3.57 та рис. 3.58 зображено верхню тріщину глибиною 1мм. (зі сторони закладної голівки) в правій нижній пластині. Як видно з рис. 3,57 на кінцях тріщини зі сторони закладної голівки максимальне напруження досягає близько 10,3 МПа, а вздовж всієї тріщини напруження коливається в межах 2-5 МПа. На рис. 3.58 зображено верхню тріщину правої нижньої пластини зі сторони замикаючої голівки (для кращого розуміння місцезнаходження тріщини, максимальні напруження які були зняті зі сторони закладної голівки залишаються на діаграмі), максимальне значення напруження 5 МПа зосереджений близько середини тріщини, на кінцях тріщини напруження зменшились і коливаються в межах 2-4 МПа, в деякій зоні навколо тріщини значення напруження коливаються в межах 2-4 МПа.

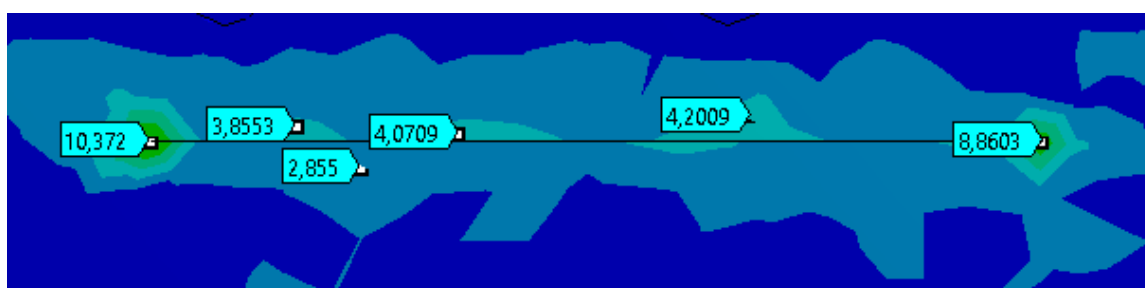


Рисунок 3.57 – Верхня тріщина правої нижньої пластини зі сторони закладної голівки;

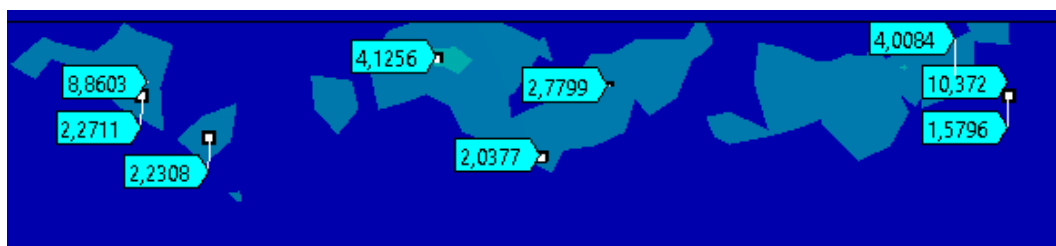
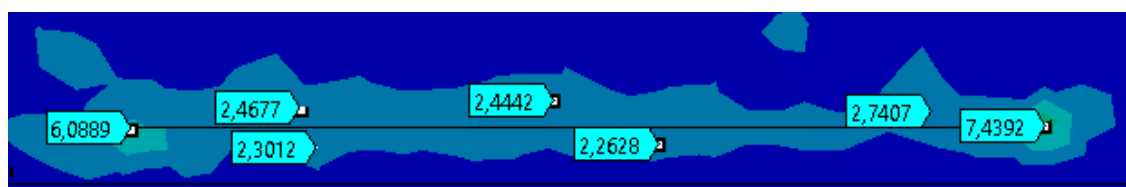


Рисунок 3.58 – Верхня тріщина правої нижньої пластини зі сторони замикаючої голівки

На рис. 3.59 зображено нижню тріщину глибиною 1мм. (зі сторони замикаючої голівки) в правій нижній пластині. Як видно з рис. 3,59 (б) на кінцях тріщини зі сторони замикаючої голівки максимальне напруження досягає близько 7,4 МПа, а вздовж всієї тріщини напруження коливається в межах 2-3 МПа. На рис. 3.59 (б) зображено верхню тріщину правої нижньої пластини зі сторони закладної голівки (для кращого розуміння місцезнаходження тріщини, максимальні напруження які були зняті зі сторони замикаючої голівки залишаться на діаграмі), максимальне значення напруження 2,8 МПа зосереджено на одному з кінців тріщини, на кінцях тріщини напруження зменшились і коливаються в межах 1-3 МПа, в деякій зоні навколо тріщини значення напруження коливаються в межах 2-3 МПа.



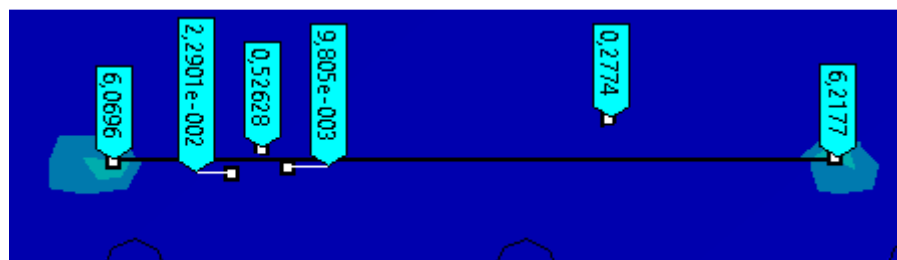
а)



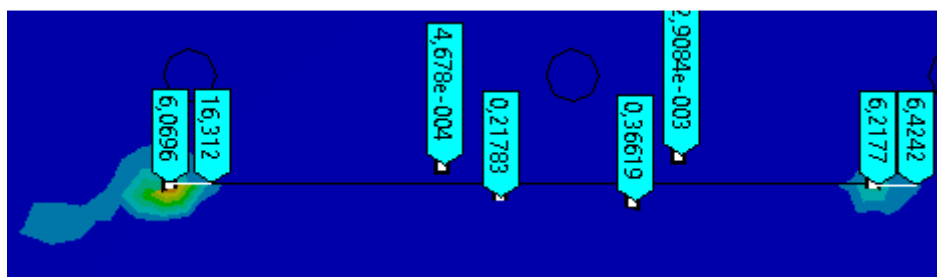
б)

Рисунок 3.59 – Верхня тріщина правої нижньої пластини: а) зі сторони закладної голівки; б) зі сторони замикаючої голівки

На рис. 3.60 зображено наскрізну тріщину в правій нижній пластині. Як видно з рис. 3.60 (а) на кінцях тріщини зі сторони закладної голівки максимальне напруження досягає близько 6,2 МПа, а вздовж всієї тріщини напруження не перевищує 0,6 МПа. На рис. 3.60 (б) зображено верхню тріщину правої нижньої пластини зі сторони замикаючої голівки (для кращого розуміння місцезнаходження тріщини, максимальні напруження які були зняті зі сторони закладної голівки залишаються на діаграмі), максимальне значення напруження 16,3 МПа зосереджене на одному з кінців пластини, зони максимальних напружень на кінцях тріщини збільшились, в зоні навколо тріщини значення напруження не перевищують 0,5 МПа.



а)



б)

Рисунок 3.60 – Наскрізна тріщина правої нижньої пластини: а) зі сторони закладної голівки; б) зі сторони замикаючої голівки

Висновки до розділу 3

У даному розділі було проведено імітаційне моделювання елементу обшивки літака з заклепочними з'єднаннями в умовах динамічних збурень. У якості динамічних збурень було обрано навантаження від повітряного потоку зі швидкістю 20 м/с (турбулентність $\pm 5\%$).

Описано методику побудови розрахункової моделі для імітаційного моделювання.

Проведено імітаційне моделювання дії повітряного потоку на чотири елементи обшивки з'єднаних з силовою конструкцією за допомогою заклепок з напівкруглою та прихованою голівками в програмному середовищі ANSYS Workbench за допомогою шаблону Fluid Flow.

1. Проведено імітаційне моделювання дії статичного навантаження на чотири елементи обшивки з'єднаних з силовою конструкцією за допомогою заклепок з напівкруглою голівкою в програмному середовищі ANSYS Workbench за допомогою шаблону Static Structural.

Було отримано результати у вигляді:

- діаграми переміщень, які показали, що при відсутності пошкоджень максимальне значення переміщень складає 0,19 мм, при пошкодженні, що призвели до руйнування заклепок максимальне значення складає 0,5 мм, при появі тріщин значення зменшилось до 0,44 мм;
- діаграми деформації, які показали, що при відсутності пошкоджень максимальне значення деформації складає 0,00013 мм/мм, при пошкодженні, що призвели до руйнування заклепок максимальне значення складає 0,00023 мм/мм, при появі тріщин значення збільшилось до 0,00026 мм/мм;
- діаграми напружень, які показали, що при відсутності пошкоджень максимальне значення напруження складає 6,3 МПа, при пошкодженні, що призвели до руйнування заклепок максимальне значення складає 15,4 МПа, при появі тріщин значення зменшилось до 14 МПа. Тріщини які утворились на кінцях отворів під заклепки не створюють концентраторів напружень, напруження на кінцях таких тріщин не перевищує 0,5 МПа. А тріщини, що утворились в місцях стику силових елементів конструкції з листами обшивки літака,

зосереджують на собі зони високих напружень. Максимальне значення напруження зафіксоване при появі тріщини (глибиною 1 мм) зі сторони замикаючої голівки у місці стику пластини з стрингером значення якого складає 13,7 МПа. При появі тріщини зі сторони закладної голівки у місці стику пластини з стрингером значення складає 11,1 МПа. При наскрізній тріщині значення напруження не перевищую 1 МПа.

2. Проведено імітаційне моделювання дії динамічного навантаження на чотири елементи обшивки з'єднаних з силовою конструкцією за допомогою заклепок з напівкруглою голівкою в програмному середовищі ANSYS Workbench за допомогою шаблону Explicit Dynamix. Було отримано результати у вигляді:

- діаграми переміщень, які показали, що при відсутності пошкоджень максимальне значення переміщень складає 0,19 мм, при пошкодженні, що призвели до руйнування заклепок максимальне значення складає 0,5 мм, при появі тріщин значення зменшилось до 0,44 мм;
- діаграми деформації, які показали, що при відсутності пошкоджень максимальне значення деформації складає 0,00039 мм/мм, при пошкодженні, що призвели до руйнування заклепок максимальне значення складає 0,000039 мм/мм, при появі тріщин значення збільшилось до 0,00023 мм/мм;
- діаграми напружень, які показали, що при відсутності пошкоджень максимальне значення напруження не перевищує 1 МПа, при пошкодженні, що призвели до руйнування заклепок максимальне значення складає 2 МПа, при появі тріщин значення зменшилось до 12 МПа. Тріщини які утворились на кінцях отворів під заклепки не створюють концентраторів напружень, напруження на кінцях таких тріщин не перевищує 1 МПа. А тріщини, що утворились в місцях

стику силових елементів конструкції з листами обшивки літака, зосереджують на собі зони високих напружень. При появі тріщини (глибиною 1 мм) за сторони закладної голівки у місці стику пластини з стрингером максимальне значення напруження складає 10,7 МПа. При появі тріщини зі сторони замикаючої голівки у місці стику пластини з стрингером значення складає 8,4 МПа. При наскрізній тріщині значення не перевищує 1 МПа.

3. Проведено імітаційне моделювання дії статичного навантаження на чотири елементи обшивки з'єднаних з силовою конструкцією за допомогою заклепок з прихованою голівкою в програмному середовищі ANSYS Workbench за допомогою шаблону Static Structural. Було отримано результати у вигляді:

- діаграми переміщень, які показали, що при відсутності пошкоджень максимальне значення переміщень складає 0,06 мм, при пошкодженні, що призвели до руйнування заклепок максимальне значення складає 0,22 мм, при появі тріщин значення зменшилось до 0,18 мм;
- діаграми деформації, які показали, що при відсутності пошкоджень максимальне значення деформації складає 0,000042 мм/мм, при пошкодженні, що призвели до руйнування заклепок максимальне значення складає 0,00012 мм/мм, при появі тріщин значення збільшилось до 0,00029 мм/мм;
- діаграми напружень, які показали, що при відсутності пошкоджень максимальне значення напруження складає 7,9 МПа, при пошкодженні, що призвели до руйнування заклепок максимальне значення складає 8,2 МПа, при появі тріщин значення збільшилось до 16,7 МПа. Тріщини які утворились на кінцях отворів під заклепки не створюють концентраторів напружень, напруження на кінцях таких тріщин не перевищує 0,5 МПа. А тріщини, що утворились в місцях

стику силових елементів конструкції з листами обшивки літака, зосереджують на собі зони високих напружень. При появі тріщини (глибиною 1 мм) зі сторони закладної голівки у місці стику пластини з стрингером зафіксоване значення 11,3 МПа. При появі тріщини зі сторони замикаючої голівки у місці стику пластини з стрингером значення складає 7,6 МПа. При наскрізній тріщині зафіксоване максимальне значення напруження, яке складає 16,7 МПа.

4. Проведено імітаційне моделювання дії динамічного навантаження на чотири елементи обшивки з'єднаних з силовою конструкцією за допомогою заклепок з прихованою голівкою в програмному середовищі ANSYS Workbench за допомогою шаблону Explicit Dynamix. Було отримано результати у вигляді:

- діаграми переміщень, які показали, що при відсутності пошкоджень максимальне значення переміщень складає 0,06 мм, при пошкодженні, що призвели до руйнування заклепок максимальне значення складає 0,21 мм, при появі тріщин значення зменшилось до 0,18 мм;
- діаграми деформації, які показали, що при відсутності пошкоджень максимальне значення деформації складає 0,000028 мм/мм, при пошкодженні, що призвели до руйнування заклепок максимальне значення складає 0,00011 мм/мм, при появі тріщин значення збільшилось до 0,00023 мм/мм;
- діаграми напружень, які показали, що при відсутності пошкоджень максимальне значення напруження складає 5,3 МПа, при пошкодженні, що призвели до руйнування заклепок максимальне значення складає 6,8 МПа, при появі тріщин значення збільшилось до 16 МПа. Тріщини які утворились на кінцях отворів під заклепки не створюють концентраторів напружень, напруження на кінцях таких тріщин не перевищує 1 МПа. А тріщини, що утворились в

місцях стику силових елементів конструкції з листами обшивки літака, зосереджують на собі зони високих напружень. При появі тріщини (глибиною 1 мм) зі сторони закладної голівки у місці стику пластини з стрингером значення складає 10,4 МПа. При появі тріщини зі сторони замикаючої голівки у місці стику пластини з стрингером значення складає 7,4 МПа. При наскрізній тріщині зафіксоване максимальне значення напруження 16,4 МПа.

За результатами моделювання можна зробити висновок, що при досліджуваних пошкодженнях, подальшого руйнування обшивки літака не відбудеться в межах 1000 циклів навантаження.

РОЗДІЛ 4

РОЗРОБКА СТАРТАП ПРОЕКТУ «МОДЕЛЮВАННЯ ЕЛЕМЕНТА ОБШИВКИ ЛІТАКА В УМОВАХ ДИНАМІЧНИХ ЗБУРЕНЬ»

4.1 Опис ідеї проекту

Розглянувши в попередніх розділах вплив, можливості та вклад імітаційного моделювання можна зробити висновок, що даний вид послуги може користуватися попитом. У цьому розділі буде проведено аналіз стартап проекту «Моделювання елемента обшивки літака в умовах динамічних збурень», ідея якого полягає в проведенні геометричного та імітаційного моделювання у різних областях науки та техніки, що уточнено наведено в табл.4.1.

В таблиці 4.1 наведено цілісне уявлення про зміст ідеї та можливі базові потенційні ринки, в межах яких потрібно шукати групи потенційних клієнтів.

Таблиця 4.1. Опис ідеї стартап-проекту

Зміст ідеї	Напрямки застосування	Вигоди для користувача
Можливість проведення імітаційного моделювання інженерних розрахунків у різних областях науки та техніки	Промисловість	Зменшення витрат на виготовлення Визначення норми напружень та терміну придатності Збільшення нормативного терміну
	Машинобудування	Надійність конструкції Збільшення нормативного терміну Зменшення витрат на ремонтне обслуговування Зменшення витрат на поточні огляди

Продовження таблиці 4.1

		Визначення норм експлуатації
	Будівництво	Збільшення нормативного терміну Зменшення витрат на поточні огляди Визначення умов небезпеки експлуатації Розрахунок вузлів конструкції
	Приладобудування	Надійність конструкції Збільшення нормативного терміну Зменшення витрат на ремонтне обслуговування Зменшення витрат на поточні огляди Визначення норм експлуатації

Отже, пропонується новий спосіб дослідження напружено-деформованого стану об'єктів за допомогою імітаційного моделювання. Будь-який напрямок діяльності, а особливо машинобудування, приладобудування, може досягти неабияких результатів, адже основою для моделювання є створення геометричної моделі, що на даному етапі розвитку технологій є досить легким. Дана можливість є головною перевагою на ринку послуг.

Далі проводимо аналіз потенційних техніко-економічних переваг ідеї порівняно із пропозиціями конкурентів:

- визначаємо перелік техніко-економічних властивостей та характеристик ідеї;
- визначаємо попереднє коло конкурентів (проектів-конкурентів) або товарів-замінників чи товарів-аналогів, що вже існують на ринку, та проводимо збір інформації щодо значень техніко-економічних показників для

ідеї власного проекту та проектів-конкурентів відповідно до визначеного вище переліку;

– проводимо порівняльний аналіз показників: для власної ідеї визначено показники, що мають а) гірші значення (W, слабкі); б) аналогічні (N, нейтральні) значення; в) кращі значення (S, сильні) (табл. 4.2).

Таблиця 4.2. Визначення сильних, слабких характеристик ідеї проекту

№ п/п	Техніко - економі чні характе ристики ідеї	(потенційні) товари/концепції конкурентів			W (слабка сторона)	N (нейтра льна сторона)	S (сил ьна стор она)
		Мій проект	CAE Engineers Company	Innovative Technologies			
1.	Точність вимірю вання	Точність результату залежить від розміру розрахункової сітки	Точність результату залежить від розміру розрахункової сітки	Точність результату залежить від розміру розрахунков ої сітки		✓	
2	Швидкість проведе ння аналізу	Швидкість проведення результатів залежить від складності конструкції, кваліфікованос ті робітників та комп'ютерного обладнання	Швидкість проведення результатів залежить від складності конструкції, кваліфікованос ті робітників та комп'ютерного обладнання	Швидкість проведення результатів залежить від складності конструкції, кваліфікован ості робітників та комп'ютерн ого обладнання			✓

Продовження таблиці 4.2

3.	Ціна	Залежить від вимог замовника	Залежить від вимог замовника	Залежить від вимог замовника			✓
4.	Розмір початкового капіталовкладення	Середнє на ринку	Вище середнього	Вище середнього	✓		
5.	Система інформації	Реклама	Реклама, відгуки клієнтів	Реклама, відгуки клієнтів	✓		

Проаналізувавши таблицю можна зробити висновок що основною перевагою проекту є його ціна, адже існує багато видів розрахунків, які не потребують високої точності результатів моделювання, що в свою чергу понижує вартість послуг. Слабкою стороною є розмір початкового капіталовкладення, так як при створенні нового продукту великі фінансові витрати.

4.2 Технологічний аудит ідеї проекту

В межах даного підрозділу проводимо аудит технології, за допомогою якої можна реалізувати ідею створення проекту.

Визначення технологічної здійсненності ідеї проекту передбачає аналіз складових які вказані в таблиці 4.3.

Таблиця 4.3. Технологічна здійсненність ідеї проекту

п/п	Ідея проекту	Технології її реалізації	Наявність технологій	Доступність технологій
1	Імітаційне моделювання інженерних розрахунків у різних областях науки та техніки	Імітаційне моделювання за допомогою програмного комплексу ANSYS	Існуюча технологія	Доступна технологія
2		Імітаційне моделювання за допомогою програмного комплексу Abaqus	Існуюча технологія	Доступна технологія
3		Імітаційне моделювання за допомогою програмного комплексу SolidWorks	Існуюча технологія	Доступна технологія
Обрана технологія реалізації ідеї проекту: Імітаційне моделювання за допомогою програмного комплексу ANSYS, тому що має приємний та простий інтерфейс, великий вибір різного роду розрахунків.				

Проаналізувавши таблицю можна зробити висновок, що даний проект можливо відтворити у різних програмних засобах. Вибір програмних засобів залежить від їх можливостей, простоти користування і вартості. З існуючих ПЗ найбільшим попитом користується ANSYS, адже його вартість залежить від тих модулів якими користується споживач

4.3 Аналіз ринкових можливостей

Визначимо ринкові можливості, які можна використати під час ринкового впровадження проекту, та ринкові загрози, які можуть перешкодити його реалізації.

Це дозволяє спланувати напрями розвитку проекту із урахуванням стану ринкового середовища, потреб потенційних клієнтів та пропозицій проектів-конкурентів.

Спочатку проведемо аналіз попиту: наявність попиту, обсяг, динаміка розвитку ринку (таблиця 4.4).

Таблиця 4.4. Попередня характеристика потенційного ринку стартап-проекту

№ п/п	Показники стану ринку (найменування)	Характеристика
1	Кількість головних гравців, од	8
2	Загальний обсяг продаж, грн..	250000
3	Динаміка ринку (якісна оцінка)	Зростає
4	Наявність обмежень для входу (вказати характер обмежень)	1.Висока ціна 2.Кваліфікованість спеціалістів 3.Використання ліцензійного програмного забезпечення
5	Специфічні вимоги до стандартизації та сертифікації	Ліцензійне програмне забезпечення
6	Середня норма рентабельності в галузі (або по ринку), %	55-60 %

Проаналізувавши таблицю можна зробити висновок, що ринок досить вільний, проте для запуску проекту необхідне значне капіталовкладення для залучення висококваліфікованих робітників, використання сучасних комп'ютерів та ліцензованих програмних засобів. Основною перевагою проекту є те, що попит на даний продукт зростає.

Надалі визначаємо потенційні групи клієнтів, їх характеристики, та формуємо орієнтовний перелік вимог до товару для кожної групи (табл. 4.5).

Таблиця 4.5. Характеристика потенційних клієнтів стартап-проекту

№ п/п	Потреба, що формує ринок	Цільова аудиторія (цільові сегменти ринку)	Відмінності у поведінці різних потенційних цільових груп клієнтів	Вимоги споживачів до товару
1	Розрахунок силових елементів споруд.	Будівельні компанії	Надається перевага точності та швидкості.	Висока точність Короткі терміни отримання результатів
2	Визначення строку експлуатації продукції	Приватні та державні виробництва	Надається перевага точності.	Висока точність
3	Розрахунок різного виду систем у машинобудуванні	Приватні та державні виробництва	Надається перевага швидкості, вартості.	Короткі терміни отримання результатів

Проаналізувавши таблицю можна зробити висновок, що даний продукт буде користуватись попитом, якщо його реалізація буде якомога швидшою при високій точності результатів. Для виконання цих вимог необхідно закуповувати сучасні комп'ютери та мати у висококваліфікованих співробітників.

При застосуванні даної технології існують певні загрози. (таблиця 4.6).

Як і будь-який інший продукт даний проект може зіткнутися з деякими загрозами, які у свою чергу несуть значний негативний внесок в розвитку компанії. Для їх попередження було складено таблицю в якій були винесені основні загрози, які можуть виникнути, та їх вирішення.

Таблиця 4.6. Фактори загроз

№ п/п	Фактор	Зміст загрози	Можлива реакція компанії
1	Збільшення кількості конкурентів	Збільшення конкурентів сприяє зменшенню вартості робіт, зменшенню кількості замовлень	Покращення продукту, підписання довгострокових контрактів.
2	Зменшення кваліфікованих робітників	Через низький рейтинг професії, зменшується кількість спеціалістів	Навчання студентів
3	Існуючі конструкторські відділи на підприємствах (потенційних замовників)	Більшість підприємств мають у своєму штаті конструкторів, які для своєї спеціалізації можуть виконати всі необхідні розрахунки	Пошук підприємств, які не мають конструкторського відділу
4	Перебої у постачанні світла	Деякі розрахунки можуть обчислюватися декілька днів, зберігається лише кінцевий результат. Робота при частих перебоях у постачанні світла неможлива.	Закупівля джерела безперебійного живлення та дизельних генераторів.
5	Брак комп'ютерного обладнання	При несправності комп'ютерного обладнання велика імовірність видалення інформаційної бази.	Використання інтернет-хмари

Проаналізувавши таблицю можна зробити висновок, що головними негативними факторами є збільшення конкурентів, що сприяє зменшенню

вартості робіт, зменшенню кількості замовлень, через низькі заробітні плати спеціалісти виїжджають за кордон, спеціальність стає нецікавою для молоді.

Таблиця 4.7. Фактори можливостей

№ п/п	Фактор	Зміст можливості	Можлива реакція компанії
1	Оцінка довговічності об'єкту	Доскональне вивчення об'єкту дослідження, що дозволить досить точно аналізувати життєвий цикл об'єкту.	Пошук галузі, розвиток якої неможливий без попередніх розрахунків, аналізу, моделювань та звуження специфіки роботи компанії.
2	Оборонна галузь	Імітаційне моделювання відіграє важливу роль у оборонній галузі, можливе впровадження нових композитних матеріалів і т.д, які можливо розробити або модернізувати за допомогою програмних засобів	Створення відділу дослідження оборонної галузі.
3	Розширення конструкторського відділу/відділів	Створення нових відділів, розширення штату співробітників конструкторського відділу	Співпраця з університетами, для пошуку молодих спеціалістів
4	Вихід на світовий ринок	Продаж своїх послуг по всьому світу	Відвідування виставок, конференцій і т.д. для представлення продукту закордоном

Продовження таблиці 4.7

5	Співпраця з світовими компаніями	Співпраця з міжнародними компаніями для обміну досвідом та створення спільних проектів.	Відвідування виставок, конференцій і т.д. для представлення продукту закордоном
---	----------------------------------	---	---

Проаналізувавши таблицю можна зробити висновок, що головними факторами для покращення та розвитку підприємства є перекваліфікація або звуження спеціалізації, для удосконалення роботи компанії у декількох напрямках.

Далі проведемо аналіз пропозиції (табл. 4.8.), де визначимо загальні риси конкуренції на ринку.

Таблиця 4.8. Ступеневий аналіз конкуренції на ринку

Особливості конкурентного середовища	В чому проявляється дана характеристика	Вплив на діяльність підприємства (можливі дії компанії, щоб бути конкурентоспроможною)
1. Тип конкуренції -Чиста	На ринку існує не багато підприємств які пропонують послуги даного типу.	Створення продукту, який повністю відповідає вимогам замовника
2. За рівнем конкурентної боротьби -національний	Так, як даний вид діяльності не потребує прямого контакту з замовником, а доставка результатів виконується через інтернет, то компанії замовники можуть бути з інших країн.	Відвідування міжнародних виставок.

Продовження таблиці 4.7

3. За галузевою ознакою -міжгалузева	Даний вид послуг застосовується в різних галузях виробництва	Вибір декількох галузей, які найбільше залежать від моделювання
4. Конкуренція за видами товарів: - товарно-видова	Конкуренція присутня між товарами одного виду.	Підвищення якості та точності
5. За характером конкурентних переваг - цінова	Ціна на даний вид послуги висока, адже потребує багато часу, та точності побудови, а також велика відповідальність	Для покращення роботи необхідно мати сучасне технічне забезпечення та своєчасна його підтримка
6. За інтенсивністю - марочна	Велику роль відіграє репутація компанії	Відправлення лише достовірних результатів.

Проаналізувавши таблицю можна зробити висновок, що даний вид послуг надає невелика кількість підприємств. Ціна на послуги є високою, хоча й залежить від складності завдання, адже вся відповідальність лежить на підприємстві виробнику. Підприємство може працювати на міжнародний ринок, адже всі перемовини, пересилання різного роду інформації проходить в інтернеті. Для покращення репутації необхідно виконувати завдання згідно норм, та кінцевий результат має бути достовірними.

Після аналізу конкуренції проводиться більш детальний аналіз умов конкуренції в галузі за моделлю п'яти сил М. Портера (табл.. 4.9.).

Таблиця 4.9. Аналіз конкуренції в галузі за М. Портером

Складові аналізу	Прямі конкуренти в галузі	Потенційні конкуренти	Постачальники	Клієнти	Товари - заміники
	Навести перелік прямих конкурентів	Визначити бар'єри входження в ринок	Визначити фактори сили постачальників	Визначити фактори сили споживачів	Фактори загроз з боку заміників
<i>Висновки:</i>	CAE-Engineers Company, Innovative Technologies	Для реклами підприємства необхідний значний фінансовий вклад.	Постачальники не диктують умови споживачу.	Чутливість до зміни ціни, терміну виконання робіт.	Точність та час виконання замовлення.

Проаналізувавши таблицю можна зробити висновок, що ринок надання таких послуг не є великим, адже майже кожне підприємство має у своєму складі конструкторський відділ, який може виконувати даний вид розрахунків, що в свою чергу веде до великої конкуренції для існуючих компаній. Для створення конкурентно-спроможного підприємства необхідний великий розмір капіталовкладень

На основі аналізу конкуренції, проведеного наведеного в табл. 4.9, а також із урахуванням характеристик ідеї проекту, що наведені в табл. 4.2, вимог споживачів до товару (табл. 4.5.) та факторів маркетингового середовища (табл. 4.6, 4.7) визначимо та обґрунтуємо перелік факторів конкурентоспроможності. Аналіз оформлено в табл. 4.10.

Для даного сегменту виділяють шість основних факторів конкурентоспроможності. Для виходу на конкурентно-спроможний рівень необхідно виконувати завдання вчасно, точно, при можливості швидко, при необхідності проконсультувати замовників та відповісти на різного роду питань.

Таблиця 4.10. Обґрунтування факторів конкурентоспроможності

№ п/п	Фактор конкурентоспроможності	Обґрунтування (наведення чинників, що роблять фактор для порівняння конкурентних проектів значущим)
1	Точність розрахунку	Від точності результатів залежить подальша доля конструкції, точний результат є найкращою рекламою для підприємства
2	Час виконання замовлення	Швидке виконання замовлень завжди грає важливу роль у подальшій співпраці
3	Обґрунтування рішень	Обґрунтована відповідь на будь-яке запитання стосовно виробу показує рівень фахівця
4	Консультації	Допомога клієнту завжди сприяє подальшій співпраці
5	Адекватність цін	Ціна повинна відповідати якості продукції
6	Репутація	Для збереження замовників, та пошук нових, необхідно підтримувати цей фактор на рівні

За визначеними факторами конкурентоспроможності (табл. 4.10) проводиться аналіз сильних та слабких сторін стартап-проекту (табл. 4.11).

Таблиця 4.11. Порівняльний аналіз сильних та слабких сторін

№ п/п	Фактор конкурентоспроможності	Бали 1-20	Рейтинг товарів-конкурентів у порівнянні з MicroMesh						
			-3	-2	-1	0	+1	+2	+3
1	Точність розрахунку	20				✓			
2	Час виконання замовлень	12						✓	
3	Обґрунтування рішень	10							✓
4	Консультації	17			✓				
5	Адекватність цін	15		✓					
6	Репутація	10						✓	

Висновки: за даними таблиці був проведений порівняльний аналіз стартап-проекту з вже існуючими конкурентами. Було встановлено, що головними перевагами серед конкурентів є швидкість виконання та можливість детального обґрунтування рішення, адже для швидкості виконання необхідно мати потужний ПК, а для детального обґрунтування необхідно мати великий досвід. Так як даний проект лише на стадії розробки, а вже має непогані результати, то в майбутньому легко може стати конкурентноспроможним.

Фінальним етапом ринкового аналізу можливостей впровадження проекту є складання SWOT-аналізу (матриці аналізу сильних (Strength) та слабких (Weak) сторін, загроз (Troubles) та можливостей (Opportunities), що наведено в таблиці 4.12. на основі виділених ринкових загроз та можливостей, та сильних і слабких сторін (табл. 4.11).

Таблиця 4.12. SWOT- аналіз стартап-проекту

Сильні сторони:	Слабкі сторони:
1.швидкість	1.розмір початкових капіталовкладень
2.ціна	2.системи інформації

Продовження таблиці 4.12

Можливості:	Загрози:
1.оцінка довговічності	1.збільшення кількості конкурентів
2.оборонна галузь	2.зменшення кваліфікованих робітників
3.розширення конструкторського відділу	3.конструкторські відділи замовників
4.вихід на світовий ринок	4.поребої у постачанні світла
5.співпраця з світовими компаніями	5.брак комп'ютерного обладнання

Проаналізувавши таблицю можна зробити висновок, що на основі SWOT-аналізу була встановлена альтернатива ринкової поведінки, виділені слабкі та сильні сторони проекту, а також сформульовані фактори можливостей росту компанії та її фактори загрози. Головними чинниками загрози є незацікавленість головної цільової аудиторії. Головними перевагами є те, що за допомогою існуючих програм можливо провести моделювання будь-якого об'єкту, явища, на будь-якій стадії життя проекту.

На основі SWOT-аналізу розробимо альтернативи ринкової поведінки (перелік заходів) для виведення стартап-проекту на ринок та орієнтовний оптимальний час їх ринкової реалізації з огляду на потенційні проекти конкурентів, що можуть бути виведені на ринок. Визначені альтернативи аналізуються з точки зору строків та ймовірності отримання ресурсів (табл. 4.13).

Таблиця 4.13. Альтернативи ринкового впровадження стартап-проекту

№ п/п	Альтернатива (орієнтовний комплекс заходів) ринкової поведінки	Ймовірність отримання ресурсів	Строки реалізації
1	Пошук підприємств, яким цікава співпраця	Більшість підприємств використовують бази розроблені при СРСР, тому впровадження інноваційних технологій має зацікавити споживачів	5-6 місяців
2	Зниження цін	Зниження цін має зацікавити потенційного замовника.	1-2 місяці
3	Пошук кваліфікованих спеціалістів.	Позволить зацікавити потенційного замовника за рахунок компетентності конструкторського бюро.	2-3 місяці
4	Закупівля нового обладнання	Позволить швидше виконувати моделювання.	Залежить від фінансової можливості.

Проаналізувавши таблицю можна зробити висновок, що найкращою альтернативою ринкової поведінки буде пошук підприємств які користуються застарілими базами, що позволит зацікавити клієнта автоматизованими технологіями.

4.4 Розроблення ринкової стратегії проекту

Розробка ринкової стратегії першим кроком передбачає визначення стратегії охоплення ринку: опис цільових груп потенційних споживачів (табл. 4.14).

Таблиця 4.14. Вибір цільових груп потенційних споживачів

№ п/п	Опис профілю цільової групи потенційних клієнтів	Готовність споживачів сприйняти продукт	Орієнтовний попит в межах цільової групи (сегменту)	Інтенсивність конкуренції в сегменті	Простота входу у сегмент
1	Машинобудування	Висока	Високий	Середня інтенсивність	Низька складність
2	Будівництво	Середня	Середній	Не інтенсивна	Середня складність
3	Приладобудування	Висока	Високий	Не інтенсивна	Низька складність
<p><i>Висновки:</i> Було обрано цільову групу машинобудування. На другому місці потенційним клієнтом, орієнтовано може бути, приладобудування. Стратегію охоплення ринку було обрано – диференційований маркетинг. Тому що компанія працює з компаніями різних напрямків.</p>					

Проаналізувавши таблицю можна зробити висновок, що основним споживачем є підприємства машинобудування, дана галузь промисловості для покращення своїх виробів максимально автоматизує своє виробництво, для будівельної галузі попит зменшується, адже для задоволення всіх їх потреб дане програмне забезпечення не розраховано.

Для роботи в обраних сегментах ринку необхідно сформулювати базову стратегію розвитку (табл. 4.15).

Таблиця 4.15 Визначення базової стратегії розвитку

№ п/п	Обрана альтернатива розвитку проекту	Стратегія охоплення ринку	Ключові конкурентоспроможні позиції відповідно до обраної альтернативи	Базова стратегія розвитку
1	Вивчення продукту фірми замовника.	Розуміння справи та якісне її виконання.	Пошук спеціаліста у даній сфері.	Стратегія диференціації

Наступним кроком є вибір стратегії конкурентної поведінки (табл. 4.16).

Таблиця 4.16. Визначення базової стратегії конкурентної поведінки

№ п/п	Чи є проект «першопрохідцем» на ринку?	Чи буде компанія шукати нових споживачів, або забирати існуючих у конкурентів?	Чи буде компанія копіювати основні характеристики товару конкурента, і які?	Стратегія конкурентної поведінки
1	Ні, на даний час існують схожі компанії.	Компанія буде шукати нових споживачів	Ні, для кожного замовника буде розроблятися відповідний новий проект	Заняття конкурентної ніші

Проаналізувавши таблицю можна зробити висновок, що *головною стратегією розвитку проекту є великий обсяг аудиторії. Проект зорієнтований на підвищення кількості постійних клієнтів, що, в свою чергу, дає змогу створення швидкого та якісного аналізу та моделювання. Кожне імітаційне моделювання є індивідуальним та не полегить шаблонному виробництву.*

На основі вимог споживачів з обраних сегментів до постачальника та до продукту, а також в залежності від обраної базової стратегії

розвитку та стратегії конкурентної поведінки розробимо стратегію позиціонування (табл. 4.17).

Таблиця 4.17 - Визначення стратегії позиціонування

№ п/п	Вимоги до товару цільової аудиторії	Базова стратегія розвитку	Ключові конкурентоспроможні позиції власного стартап-проекту	Вибір асоціацій, які мають сформувати комплексну позицію власного проекту (три ключових)
1	Якість	Стратегія спеціалізації	Швидкість	Швидкість, якість, мобільність
2	Ціна	Стратегія диференціації	Ціна залежить від складності.	Доступність, адекватність, відповідність

Результатом даного підрозділу є система рішень щодо ринкової поведінки компанії, вона визначає в якому напрямі буде працювати компанія на ринку.

4.5 Розроблення маркетингової програми стартап-проекту

Під час розроблення маркетингової програми першим кроком є розробка маркетингової концепції товару, який отримає споживач. У таблиці 4.18 підсумовуємо результати аналізу конкурентоспроможності товару.

Таблиця 4.18 - Визначення ключових переваг концепції потенційного товару

№ п/п	Потреба	Вигода, яку пропонує товар	Ключові переваги перед конкурентами (існуючі або такі, що потрібно створити)
1	Якість	Результат відповідає потребам замовника.	Отримати довіру замовника

Продовження таблиці 4.18

2	Швидкість	Швидкість залежить від точності.	Сучасне обладнання дозволить виконувати швидше моделювання
3	Точність	Точність залежить від ціни	Відповідність цін виконаній роботі

Проаналізувавши таблицю можна зробити висновок, що головними критеріями проекту є точність, швидкість та якість результатів. Для виходу на новий рівень необхідно ці критерії удосконалювати. Для цього необхідно підвищувати кваліфікацію співробітників та закуповувати сучасне обладнання.

Розробимо трирівневу маркетингову модель товару (табл. 4.19).

Таблиця 4.19 Опис трьох рівнів моделі товару

Рівні товару	Сутність та складові	
I. Товар за задумом	Модель відповідає потребам замовника	
II. Товар у реальному виконанні	Властивості/характеристики	
	Параметри геометрії об'єкта	мм
	Швидкість руху	м/с
	Сила тяжіння	Н
	Навантаження	Па
	Густина речовини	кг/м ³
	Якість: виконання моделювання кваліфікованим інженером на сучасному ПК	
	Пакування: відправляється за допомогою інтернету.	
	Марка: ANSYS WORKBENCH	

Продовження таблиці 4.19

III. Товар із підкріпленням	До продажу: встановлення програмного комплексу на ЕОМ
	Після продажу: покупка ліцензії
Товар буде захищений логотипом компанії, в договір включено пункт про нерозголошення результатів.	

Висновки: було проведено трьох рівневий опис моделі товару (корисної моделі). Розкриті основні складові моделювання та вказані основні моменти якості та пакування об'єкту корисної моделі.

Наступним кроком визначимо цінові межі (табл. 4.20).

Таблиця 4.20 - Визначення меж встановлення ціни

№ п/п	Рівень цін на товари-замінники	Рівень цін на товари-аналоги	Рівень доходів цільової групи споживачів	Верхня та нижня межі встановлення ціни на товар
1	10000-100000	15000-300000	1000000	10000-250000

Висновки: як видно з таблиці ціна залежить від складності для того щоб збільшити кількість клієнтів необхідно знизити ціни на послуги. Головними перевагами є точність, якість та відповідність результатів до потреб замовника Дані особливості є головними та конкурентними серед продуктів-аналогів.

Наступним кроком є визначення оптимальної системи збуту, в межах якого приймається рішення (табл. 4.21).

Таблиця 4.21 - Формування системи збуту

№ п/п	Специфіка закупівельної поведінки цільових клієнтів	Функції збуту, які має виконувати постачальник товару	Глибина каналу збуту	Оптимальна система збуту
1	Попереднє замовлення з підписанням контракту	Моделювання поводитьься чітко у визначені строки	Прямий	Прямий

Проаналізувавши таблицю можна зробити висновок, що так як ринок специфічний необхідно постійно проводити пошук підприємств, яким цікава співпраця, тому потрібно контактувати напряму з замовником.. Головними критеріями збуту для постачальника є виконання норм та потреб замовника.

Висновки до розділу 4

Узагальнюючи проведений аналіз стартап проекту, можна зробити висновок, що даний стартап-проект є досить актуальним. Головною ідеєю проекту є проведення геометричного та імітаційного моделювання, для розрахунків напружено-деформованого стану, встановлення нормативного терміну експлуатації, модернізація та розробка нових інженерних споруд в різних галузях, а особливо у машинобудуванні, приладобудуванні та будівельній промисловості. Для реалізації даного проекту необхідно мати один із програмних комплексів для імітаційного та геометричного моделювання, в даному випадку віддається перевага ANSYS Workbench (імітаційне моделювання) та SolidWorks (геометричне моделювання).

Головними вимогами до продукту є точність, швидкість та якість результату моделювань. Для дотримання вимог необхідно мати сучасне комп'ютерне обладнання та кваліфікованих співробітників.

Головними негативними факторами є збільшення конкурентів, що сприяє зменшенню вартості робіт, зменшенню кількості замовлень, через низькі заробітні плати спеціалісти виїжджають за кордон, спеціальність стає нецікавою для молоді.

Головними факторами для покращення та розвитку підприємства є перекваліфікація або звуження спеціалізації, для удосконалення роботи компанії у декількох напрямках.

Була наведена оцінка сильних та слабких сторін проекту, зроблено порівняльний аналіз конкурентів, розрахована собівартість виробу та

можливий прибуток. Визначені головні потреби споживачів та заходи їх реалізації.

При розробленні стартап-проекту було оцінені можливості та сформульовані заходи ринкового впровадження. Якщо чітко дотримуватись плану, за даним аналізом, можна зробити висновок, що проект є рентабельним та має всі шанси стати конкурентоспроможним.

ВИСНОВКИ

За той період часу, який літак проводить у повітрі на нього діє сукупність зовнішніх навантажень, які негативно впливають на стан обшивки. Зміну основних характеристик обшивки дуже складно відстежити під час польоту. Саме тому було проведено геометричне та імітаційне моделювання елементів обшивки літака і отримано основні науково-технічні результати:

1. Проведено огляд стану проблеми, під час якого було виявлено, що проблема руйнування елементів літака під час польоту є невирішеною. Основне коло задач, які інші дослідники вирішують за допомогою імітаційного моделювання включає в себе обтікання літака потоками повітря і зіткнення під час польоту з різними об'єктами (наприклад, будівлями або скелями).

2. Проведено огляд основних програмних комплексів, які доступні на ринку програмного забезпечення інженерного розрахунку. Наведено основні плюси і мінуси цих програмних комплексів у порівнянні з іншими.

3. Проведено геометричне моделювання елементів обшивки літака, які складаються з пластин, заклепок та силового каркасу. Створено декілька геометричних моделей з різними типами заклепок, а також з пошкодженнями у вигляді тріщин.

4. Проведено імітаційне моделювання без та при наявності пошкоджень у елементах обшивки літака та клепаних швах. У якості зовнішнього навантаження обрано турбулентний потік повітря зі швидкістю 20 м/с. Показано, що відрив декількох заклепок не призводить до руйнування елементів конструкції літака при дії статичних та динамічних навантажень від дії повітряного потоку. Напруження під час моделювання у більшості випадків не перевищували 20МПа. Напруження для різних типів заклепок у виконаних дослідженнях відрізнялися на 10%-15% (1,5Мпа-2МПа).

5. Установлено, що наявність тріщин, які виникають під час відриву заклепок не призводить до руйнування елементів обшивки літака після 1000 циклів навантаження. Показано, що тріщини які утворились на кінцях отворів

під заклепки не створюють концентраторів напружень, напруження на кінцях таких тріщин не перевищує 1МПа. Показано, що тріщини, які утворились в місцях стику силових елементів конструкції з листами обшивки літака, зосереджують на собі зони високих напружень.

ПЕРЕЛІК ПОСИЛАНЬ

1. Охота. Б.О. Моделювання елемента обшивки літака в умовах динамічних збурень. [Текст] : дипломна робота. ... бакалавр: 7.05100303: захищена 23.06.17 : затв. 23.06.17 / Охота Богдан Олександрович. – К., 2017. – 63 с. – Бібліогр.: с. 8-24.
2. Види з'єднань деталей [Електронний ресурс]. – Режим доступу: <http://subject.com.ua/textbook/work/6klas/18.html>
3. Войт Е.С., Ендогур А.И., Мелик-Саркисян З.А., Проектирование конструкций самолетов. М.: Машиностроение, 1987. стр.40 – 44.
4. Моделирование как метод исследования новой авиатехники [Електронний ресурс]. – Режим доступу: http://www.aviajournal.com/arhiv/1999/499/st2_499.html
5. Новые технологии авиастроения [Електронний ресурс]. – Режим доступу: <https://issek.hse.ru/trendletter/news/192541548.html>
6. Соединение заклепками [Електронний ресурс]. – Режим доступу: <http://technologys.info/metall/tonkoprovoloka/zakliopki.html>
7. Зварювання [Електронний ресурс]. – Режим доступу: <https://uk.wikipedia.org/wiki/Зварювання>
8. Зварювання, поняття, види і класи [Електронний ресурс]. – Режим доступу: <https://b2b.imperija.com/ua/svarka-vidy-klassy.html>
9. Виды заклепок [Електронний ресурс]. – Режим доступу: <http://www.rvtrivet.ru/articles/show-3.htm> – Москва: Книжный мир, 2002. – 457 с.
10. Вислов, И.П. Аэродинамика и конструкция летательных аппаратов [Текст]/ Вислов И.П. – Куйбышев: куйбышевский авиационный институт, 1979. –83с.
11. Техническое обслуживание воздушных судов [Електронний ресурс]. – Режим доступу:

[https://ru.wikipedia.org/wiki/Техническое обслуживание воздушных судов](https://ru.wikipedia.org/wiki/Техническое_обслуживание_воздушных_судов)

12. Analysis of damage arising from exploitation of the aircraft [Электронный ресурс]. – Режим доступа:
<https://www.degruyter.com/view/j/jok.2014.32.issue-1/jok-2014-0027/jok-2014-0027.xml>
13. Błachnio J., 1993, Badanie uszkodzeń statków powietrznych powstających w procesie eksploatacji. Rozdział w książce redakcji Lewitowicza J., pt. Problemy badań i eksploatacji techniki lotniczej t.2, ITWL, Warszawa. [Research of aircraft damage arising during exploitation. Chapter in the book edited by Lewitowicz J. titled: Problems of research and exploitation of aircraft technology vol.2, ITWL, Warsaw]
14. Lewitowicz J., i inni, 2007, Techniczna analiza niesprawności i uszkodzeń. Rozdział w książce redakcji Lewitowicza J., pt.: Podstawy eksploatacji statków powietrznych, t.4, ITWL, Warszawa. [Technical analysis of failures and damage. Chapter in the book edited by Lewitowicz J. titled: Fundamentals of aircraft operation, vol.4, ITWL, Warsaw]
15. Woropay M., Wdzięczny A., Bojar P., Szubartowski M., 2008, Metoda oceny wpływu skuteczności realizowanych napraw na niezawodność i bezpieczeństwo działania systemów transportu miejskiego, ITeE, Radom. [Method of assessment of the impact of effectiveness of carried out repairs on reliability and safety of public transport system functioning. The Institute for Sustainable Technologies, Radom]
16. Muślewski Ł., 2010, Podstawy efektywności działania systemów transportowych, ITE-PIB, Bydgoszcz-Radom. [Fundamentals of effectiveness of transportation systems functioning. The Institute for Sustainable Technologies – National Research Institute, Bydgoszcz-Radom]
17. AutoCad для чайников. [Электронный ресурс]. – Режим доступа:
<http://on-line-teaching.com/autocad/>

18. 3D шагает в массы с AutoCAD 2011 [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://sapr.ru/article/21379>
19. «Бесплатный» Inventor Fusion в составе AutoCAD 2012 кардинально меняет расклад на рынке трехмерных САПР [Электронный ресурс]. – Режим доступа: http://isicad.ru/ru/articles.php?article_num=14316
20. AutoCad [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://dic.academic.ru/dic.nsf/ruwiki/99546>
21. Система автоматизированного проектирования SolidWorks [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://seniga.ru/index.php/sapr/ssapr/62-solidworks.html>
22. КОМПАС (САПР) [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://dic.academic.ru/dic.nsf/ruwiki/144491>
23. САПР CATIA [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://www.vokb-la.spb.ru/soft/catia.html>
24. Информатика, программирование: Характеристика программного продукта “CATIA” [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <https://uchil.net/?cm=73191>
25. FlowVision 2.5 [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://www.twirpx.com/file/31022/>
26. Сертификация системы моделирования движения жидкости и газа FlowVision [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://sapr.ru/article/15739>
27. ANSYS [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <https://ru.wikipedia.org/wiki/ANSYS>
28. Обзор возможностей ANSYS для решения инженерных задач [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://sapr.ru/article/21812>
29. ABAQUS – многоцелевой конечно-элементный комплекс для инженерного анализа [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://sapr.ru/article/6736>

30. ABAQUS – многоцелевой конечно-элементный комплекс для инженерного анализа [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://sapr.ru/article.aspx?id=6736&iid=275>
31. Abaqus/Standard [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://www.tesis.com.ru/software/abaqus/standard.php>
32. Abaqus/Explicit [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://www.tesis.com.ru/software/abaqus/explicit.php>
33. Abaqus/CAE [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://www.tesis.com.ru/software/abaqus/cae.php>
34. [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://www.gruppofrattura.it/pdf/cp/CP2012/104.pdf>
35. Метод визначення характеристик загального напружено-деформованого стану хвостової балки вертольоту транспортної категорії при дії статичних і динамічних навантажень [Електронний ресурс]. – Режим доступа: <https://www.khai.edu/csp/nauchportal/Arhiv/OIKIT/2016/OIKIT74/p151-164.pdf>
36. Neural Network Detection of Fatigue Crack Growth in Riveted Joints Using Acoustic Emission [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <https://commons.erau.edu/cgi/viewcontent.cgi?article=1005&context=db-theses>
37. Прогнозирование ресурса авиационных конструкций с многоочаговым повреждением [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://er.nau.edu.ua/handle/NAU/17702>
38. Experiments and model predictions for fatigue crack propagation in riveted lap-joints with multiple site damage [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://onlinelibrary.wiley.com/doi/10.1111/ffe.12354/abstract>
39. Control for riveted connections by free oscillation technique. Hardware and software system [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://dspace.kpfu.ru/xmlui/handle/net/113665?locale-attribute=ru>

40. Comparison of fatigue crack growth of riveted and bonded aircraft lap joints made of Aluminium alloy 2024-T3 substrates [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://iopscience.iop.org/article/10.1088/1742-6596/843/1/012035/pdf>
41. Fatigue Strength of Adhesive/Rivet Combined Lap Joints [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://www.tandfonline.com/doi/abs/10.1080/00218469508014356>
42. Multicrack growth monitoring at riveted lap joints using piezoelectric patches [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <https://www.spiedigitallibrary.org/proceedings/Download?fullDOI=10.1117/12.469893&SSO=1>
43. Геометричне моделювання [Електронний ресурс] – Режим доступу: https://uk.wikipedia.org/wiki/Геометричне_моделювання
44. О конструктивно-силовых схемах элементов планера самолета. Часть 1. [Электронный ресурс] – Режим доступа: <http://avia-simply.ru/konstruktivno-silovie-shemi-samoleta-fuzeljag/>

ДОДАТОК А

Ф.№ 3.3

СПИСОК НАУКОВИХ ПРАЦЬ Охоти Богдана Олександровича

№ з/п	Найменування праць	Назва видавництва, журналу (номер, рік) або номер авторського свідоцтва, номер диплома на винахід	Кількість друкованих аркушів або сторінок разом	Прізвища співавторів праць
1	2	3	4	5
1	Імітаційне моделювання елемента обшивки літака при багатоосередковому пошкодженні	Вісник НТУУ «КПІ». Серія приладобудування. – №55. – 2018р. – С. 93-100	8	Цибульник С.О.
2	Конечно-элементное моделирование повреждённой пластины обшивки самолёта	Новые направления развития приборостроения: Материалы 10-й Международной научно-технической конференции молодых ученых и студентов / Белорусский нац. техн. ун-т. – Том 1. – Минск: БНТУ, 2016. – С.91.	1	Цибульник С.О.

Автор Охота Богдан Олександрович

(прізвище, ім'я, по батькові)

(підпис)

Зав. каф. ПСОН

(підпис)

Н.І. Бурау